



Über dieses Buch

Dies ist ein digitales Exemplar eines Buches, das seit Generationen in den Regalen der Bibliotheken aufbewahrt wurde, bevor es von Google im Rahmen eines Projekts, mit dem die Bücher dieser Welt online verfügbar gemacht werden sollen, sorgfältig gescannt wurde.

Das Buch hat das Urheberrecht überdauert und kann nun öffentlich zugänglich gemacht werden. Ein öffentlich zugängliches Buch ist ein Buch, das niemals Urheberrechten unterlag oder bei dem die Schutzfrist des Urheberrechts abgelaufen ist. Ob ein Buch öffentlich zugänglich ist, kann von Land zu Land unterschiedlich sein. Öffentlich zugängliche Bücher sind unser Tor zur Vergangenheit und stellen ein geschichtliches, kulturelles und wissenschaftliches Vermögen dar, das häufig nur schwierig zu entdecken ist.

Gebrauchsspuren, Anmerkungen und andere Randbemerkungen, die im Originalband enthalten sind, finden sich auch in dieser Datei – eine Erinnerung an die lange Reise, die das Buch vom Verleger zu einer Bibliothek und weiter zu Ihnen hinter sich gebracht hat.

Nutzungsrichtlinien

Google ist stolz, mit Bibliotheken in partnerschaftlicher Zusammenarbeit öffentlich zugängliches Material zu digitalisieren und einer breiten Masse zugänglich zu machen. Öffentlich zugängliche Bücher gehören der Öffentlichkeit, und wir sind nur ihre Hüter. Nichtsdestotrotz ist diese Arbeit kostspielig. Um diese Ressource weiterhin zur Verfügung stellen zu können, haben wir Schritte unternommen, um den Missbrauch durch kommerzielle Parteien zu verhindern. Dazu gehören technische Einschränkungen für automatisierte Abfragen.

Wir bitten Sie um Einhaltung folgender Richtlinien:

- + *Nutzung der Dateien zu nichtkommerziellen Zwecken* Wir haben Google Buchsuche für Endanwender konzipiert und möchten, dass Sie diese Dateien nur für persönliche, nichtkommerzielle Zwecke verwenden.
- + *Keine automatisierten Abfragen* Senden Sie keine automatisierten Abfragen irgendwelcher Art an das Google-System. Wenn Sie Recherchen über maschinelle Übersetzung, optische Zeichenerkennung oder andere Bereiche durchführen, in denen der Zugang zu Text in großen Mengen nützlich ist, wenden Sie sich bitte an uns. Wir fördern die Nutzung des öffentlich zugänglichen Materials für diese Zwecke und können Ihnen unter Umständen helfen.
- + *Beibehaltung von Google-Markenelementen* Das "Wasserzeichen" von Google, das Sie in jeder Datei finden, ist wichtig zur Information über dieses Projekt und hilft den Anwendern weiteres Material über Google Buchsuche zu finden. Bitte entfernen Sie das Wasserzeichen nicht.
- + *Bewegen Sie sich innerhalb der Legalität* Unabhängig von Ihrem Verwendungszweck müssen Sie sich Ihrer Verantwortung bewusst sein, sicherzustellen, dass Ihre Nutzung legal ist. Gehen Sie nicht davon aus, dass ein Buch, das nach unserem Dafürhalten für Nutzer in den USA öffentlich zugänglich ist, auch für Nutzer in anderen Ländern öffentlich zugänglich ist. Ob ein Buch noch dem Urheberrecht unterliegt, ist von Land zu Land verschieden. Wir können keine Beratung leisten, ob eine bestimmte Nutzung eines bestimmten Buches gesetzlich zulässig ist. Gehen Sie nicht davon aus, dass das Erscheinen eines Buchs in Google Buchsuche bedeutet, dass es in jeder Form und überall auf der Welt verwendet werden kann. Eine Urheberrechtsverletzung kann schwerwiegende Folgen haben.

Über Google Buchsuche

Das Ziel von Google besteht darin, die weltweiten Informationen zu organisieren und allgemein nutzbar und zugänglich zu machen. Google Buchsuche hilft Lesern dabei, die Bücher dieser Welt zu entdecken, und unterstützt Autoren und Verleger dabei, neue Zielgruppen zu erreichen. Den gesamten Buchtext können Sie im Internet unter <http://books.google.com> durchsuchen.

Widener Library



3 2044 095 333 993

SCI 1526.887 F

Harvard University



LIBRARY OF THE
SCHOOL OF ENGINEERING

HARVARD COLLEGE



SCIENCE CENTER
LIBRARY

ZEITSCHRIFT
FÜR
FLUGTECHNIK UND MOTOR
LUFTSCHIFFFAHRT

OFFIZIELLES ORGAN DES VEREINS DEUTSCHER FLUGTECHNIKER

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ERSTER JAHRGANG
1910
MIT 498 ABBILDUNGEN UND 18 TAFELN



MÜNCHEN UND BERLIN
DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG
1910

~~Sci 1526.887 F~~

△
Sci 1526.887 F

✓

June 2, 1914
HARVARD UNIVERSITY
SCHOOL OF ENGINEERING
(I)

JUN 20 1917
TRANSFERRED TO
HARVARD COLLEGE LIBRARY

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

	Seite		Seite
Apitz, Bewertung des deutschen Wright-Patentes	39, 109,	Schmal-Carbur, Von den Berliner Flugplätzen	45
Bassus und Rudel, Geometrische Grundlagen der Seitennavigation für Luftfahrzeuge	217, 233, 245	— Die Gründung eines Deutschen Fliegerbundes	85
Bejeuhr, Die Prüfanlage für Luftschrauben auf der Jla 16	16, 32	— Die Amateurfrage im Flugsport	114
— Vorläufige Mitteilungen über die Versuchsergebnisse mit der Prüfanlage für Luftschrauben	237	— Die Berliner Flugwoche	127
Bendemann, Versuchsanlage für Luftschraubenuntersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie	142, 177, 205, 284,	— Der Flug über den Simplon	255
	293	Schneckenberg, Herstellung leichter widerstandsfähiger Wände durch Metallspritzerei	200
— Vorschläge für einheitliche Fachausdrücke in der Flugtechnik	263	Schreiber, Bitterfeld, nicht Friedrichshafen	262
Deimler, Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger	49, 64, 91,	— Reisegeschwindigkeit und Eigengeschwindigkeit der Luftschiffe	163, 201
	209	— Was hat zur Förderung von Flugtechnik und Motorluftschiffahrt zu geschehen?	149
Eckener, Bitterfeld oder Friedrichshafen?	80	Stern, Die konstruktive Entwicklung der Flugmaschinen	87
Eiffel, Zur Feststellung des Wertes und des Angriffsmittelpunktes des Luftwiderstandes auf gewölbten Flächen. Versuche von G.	195	Vorreiter, Ausstellungsberichte (Motorboot- und Motorenausstellung)	81, 123, 130
Ewald, Die Vertikalkomponente des Windes	6, 30	— Das Luftschiff »L. Z. VI«	152
Finsterwalder, Die Aerodynamik als Grundlage der Luftschiffahrt	231	— Die Luftschiffahrt auf der Weltausstellung in Brüssel	170
Fuhrmann, Aerodynamik. Ein Gesamtwerk über das Fliegen. (Bücherbesprechung)	180, 208, 238, 261, 312	— Konstruktionsprinzipien der Motoren für Flugapparate	11, 34
Gabriel, Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers	276, 287,	— Luftschiffmotoren und Flugmotoren	166
— Ausstellungsberichte. Technisches vom 2. Pariser Aeronautischen Salon	313	— Militärluftschiffahrt. M. IV, M. III, Parseval und Zeppelin	138
Hofmann, Vorschläge für einheitliche Fachausdrücke in der Flugtechnik	305	— Neue Drachenflieger	19
Joukowsky, Über die Konturen der Tragflächen der Drachenflieger	281	— Neue Flugapparate 44, 68, 111, 150, 181, 210, 223, 239,	253
Lilienthal, Die Weiterentwicklung der Flugtechnik	66	— Neue Flugmotoren	41
Oechelhäuser, Mitteilungen über das neue Dessauer Ballongas	168	— Neue Luftschiffe	54
Parseval, Der Parsevalballon	76	— Transport von Flugmaschinen	241
Prandtl, Bemerkungen über Dimensionen und Luftwiderstandsformeln	157	— Zusammenstellung der Flugapparate der großen Flugwoche von Reims	188
— Einige für die Flugtechnik wichtige Beziehungen aus der Mechanik	3, 25, 61,	— Zusammenstellung der Apparatgewichte und Nutzlast der wichtigsten Flugapparatsysteme	240
	73	— Zusammenstellung der Flugapparate der nationalen Flugwoche Berlin—Johannisthal	240
Pustauv., Die Budapester Flugwoche	153	Vorreiter und Dr. Quittner, Neue Flugzeuge unter Berücksichtigung des »Salon d'Aéronautique« in Paris	280, 302
— Die große Flugwoche der Champagne	172	Wichmann, Automatische Gewichtsregelung des Drachenfliegers, System »Wright«	221
— Ergebnisse und Lehren der großen Flugwoche der Champagne	185	— Holzluftschiffe	136
— Der Circuit de l'Est vom 7. bis 17. August 1910 und seine Lehren	225		
— Die Berliner Herbstflugwoche	267		
Quittner, Dr. Victor und A. Vorreiter, Neue Flugzeuge unter Berücksichtigung des »Salon d'Aéronautique« in Paris	289, 302		
Reißner, Die Lage der Luftdruckresultierenden nach den bisherigen Veröffentlichungen	148		
— Die Seitensteuerung der Flugmaschinen	101, 117		
— Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben	257, 309		
Sanden, Painlevés Untersuchungen über Gleichgewicht und Stabilität von Drachenfliegern	269		
Sander, Dr.-Ing. Luftschiffahrt und Metalltechnik	197		
Schendel, Umlaufmotoren	250, 273,		
Schmal-Carbur, Der Flugsport im Jahre 1909	22		

Sachliches Register.

	Seite
Aerodynamik als Grundlage der Luftschiffahrt, Die — (Finsterwalder)	5, 30
Amateurfrage im Flugsport (Schmal-Carbur)	114
Antoinette-Eindeckers, Konstruktion des — (Gabriel)	180, 208, 238, 261, 312
Ausschreibung für die Flugwoche Berlin-Johannisthal	191
Ausstellungsberichte. Motorboot- und Motorenausstellung (Vorreiter)	81, 123, 130
— Die Luftschiffahrt auf der Weltausstellung in Brüssel (Vorreiter)	170
— Technisches vom zweiten Pariser Aeronautischen Salon (Gabriel)	276, 287, 313
Ballongas, Mitteilungen über das neue Dessauer — (Oechelhäuser)	168

	Seite
Berliner Flugwoche, Preise für die	98
— — Programm und Meldungen der	115
— — (Schmal-Carbur)	127
— — im August 1910, Ausschreibung für die	191
Berliner Herbstflugwoche (von Pustau)	267
Bitterfeld oder Friedrichshafen? (Dr. Eckener)	209
Bitterfeld, nicht Friedrichshafen (Schreiber)	262
Bücherbesprechungen, Aerodynamik. Ein Gesamtwerk über das Fliegen (Fuhrmann)	231
— Die Winde in Deutschland	128
— Tafeln zur astronomischen Ortsbestimmung, Der Naturwissenschaftliche Bücherfreund, Hilfsbuch für den Luftschiff- und Flugmaschinenbau	139
Budapester Flugwoche (Pustau)	153
Budapest, Ergebnisse der Flugwoche in	174
Circuit de l'Est vom 7. bis 17. August und seine Lehren (Pustau)	225
Drachenflieger, Neue — (Blériot, de Lesseps, Bertrand, Barrillon, Moissant mit Gnömomotor)	19
Fachausdrücke in der Flugtechnik, Vorschläge für einheitliche — (Bendemann)	263
— (Hofmann)	305
Fliegerbundes, Die Gründung eines Deutschen — (Schmal-Carbur)	85
Flug über die Alpen (Schmal-Carbur)	230
Flugapparate, Neue — (Vorreiter)	111
Etrich, Lohner, Aviatik G. m. b. H., Farman, Dubonnet, R. E. P., Dufour	150
— (Etrich, Grade, Esnault Pelterie, Hanriot, Breguet)	185
— (Albatros-Antoinette, Schudeisky, Dorner, Harlan)	239
— (Étévé-Wright)	253
Flugleistungen, Bedeutende	83, 115, 128, 139, 155
Flugsport im Jahre 1909 (Schmal-Carbur)	22
Flugwoche Berlin-Johannisthal	213
— der Champagne (von Pustau)	172
— Ergebnisse und Lehren der großen — (von Pustau)	185
— in Bordeaux	242
Flugwochen und Wettflüge im Jahre 1910 (Termine)	98
Förderung von Flugtechnik und Motorluftschiffahrt zu geschehen? Was hat zur	149
Gleichgewichtsregelung, Automatische — des Drachenfliegers System Wright	221
Gordon—Bennett der Lüfte für Flugmaschinen	279
Herstellung leichter widerstandsfähiger Wände durch Metallspritzerei (Schneckenberg)	200
Holzluftschiffe (Wichmann)	136
Konstruktionsprinzipien der Motoren für Flugapparate (Vorreiter)	II, 34
Konstruktive Entwicklung der Flugmaschinen (Stern)	87
Konturen der Tragflächen der Drachenflieger, Über die — (Joukowski)	281
Luftdruckresultierenden nach den bisherigen Veröffentlichungen, Die Lage der — (Reißner)	148
Luftschiffahrt und Metalltechnik (Sander)	197
Luftschiffe für das deutsche Heer, Neue	243
Luftschiffmanöver in Köln	96
Luftschauben, Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung von — (Reißner)	309
— Vorläufige Mitteilungen über die Versuchsergebnisse mit der Prüfanlage für — (Béjeuhr)	237
Luftschaubenuntersuchungen, Die Versuchsanlagen für — (Bendemann)	142, 178, 205, 284, 293
Luftwiderstandes auf gewölbten Flächen, Versuche von G. Eiffel zur Feststellung des Wertes und des Angriffsmittelpunktes des —	80
Luftwiderstandsformeln, Bemerkungen über Dimensionen und — (Prandtl)	157
Mechanik, Einige für die Flugtechnik wichtige Beziehungen aus der — (Prandtl)	3, 25, 61, 73
Metallspritzerei, Herstellung leichter widerstandsfähiger Wände durch — (Schneckenberg)	200
Militärflugwesen in Deutschland, Österreich, Frankreich, England etc.	318
Militärluftschiffahrt, Ankauf von Flugzeugen durch die deutsche Heeresverwaltung	279
— Manöver in Köln, Das neue Luftschiff »M III«	96
— M. III, M. IV, Parseval und Zeppelin	138
— Reichstagsverhandlungen	47
— Unfall des M. III usw.	58
»M. III«, Das neue Militärluftschiff	96
Modellversuchsanstalt, Mitteilungen aus der Göttinger	
1. Winddruck auf ebene, schräg gestellte Platten von verschiedenem Seitenverhältnis (Föppl)	87
2. Winddruck auf gewölbte Platten von verschiedenem Wölbungspfeil (Föppl)	129

	Seite
Modellversuchsanstalt, Mitteilungen aus der Göttinger	
3. Widerstands- und Druckmessungen an Ballonmodellen (Fuhrmann)	130
4. Verhalten von Ballonkörpern bei Schrägstellung (Fuhrmann)	161
5. Einfluß des Seitenverhältnisses auf die Windkräfte bei gewölbten Platten. Widerstand von Drähten (Föppl)	193
6. Widerstand von Drähten und Seilen (Föppl)	259
Motoren für Luftschiffe und Flugapparate (Vorreiter)	166
Münchener Flugwoche	242
Painlevés Untersuchungen über Gleichgewicht und Stabilität von Drachenfliegern (Sanden)	269
Paris—London, Aeroplanflug	215
Parseval-Luftschiffen, Von den	138, 243
Prüfungsanlage für Luftschauben auf der Jla. (Béjeuhr)	16, 32
Reisegeschwindigkeit und Eigengeschwindigkeit der Luftschiffe (Schreiber)	163, 201
»Salon d'Aéronautique« in Paris, Neue Flugzeuge unter Berücksichtigung des — (Vorreiter und Quittner)	289, 302
— Technisches vom zweiten — (Gabriel)	276, 287
Seitennavigation für Luftfahrzeuge, Gometrische Grundlagen der — (Bassus und Rudel)	217, 233, 245
Seitensteuerung der Flugmaschinen (Reißner)	101, 117
Simplon, Der Flug über den — (Schmal-Carbur)	255
Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger (Deimler)	49, 64, 91
Termine der deutschen Flugwettbewerbe	319
Transport von Flugmaschinen (Vorreiter)	241
Überlandflug Bork—Johannisthal	279
— Frankfurt—Mannheim	214
— Paris—Brüssel	279
— Trier—Metz	256
Umlaufmotoren (G. Schendel)	250, 273, 300
Vermessungswesen der Luftfahrzeuge	57
Vertikalkomponente des Windes, Die — (P. P. Ewald)	195
Weiterentwicklung der Flugtechnik (Lilienthal)	66
Weltrekord im Dauerflug	279
Wright-Patentes, Bewertung des deutschen — (Apitz)	39, 109, 135
Zeppelin-Luftschiffen, Von den	139, 242
Z. III, Das Luftschiff Z. VI, früher	152
Zusammenstellung der Flugapparate der großen Flugwoche von Reims (Vorreiter)	188
— der Apparatgewichte und Nutzlast der wichtigsten Flugapparatsysteme (Vorreiter)	240
— der Flugapparate der nationalen Flugwoche Berlin—Johannisthal (Vorreiter)	240
— der im »Salon Aéronautique« ausgestellten Flugzeuge (Vorreiter)	Tafel XVII

Illustrationen.

	Seite	Tafel
Achtzylindermotor mit V-förmiger Anordnung der Zylinder	14	
Adlermotor, Flug- und Luftschiffmotor		X
Aera-Verbindungsbolzen aus Stahldraht gewunden	317	
Albatros-Eindecker, System Antoinette, mit Gnömomotor	239	
— Zweidecker, System Sommer	224	
Algrin, Ventil mit besonderem Ventilschieber System	36	
— Antoinette-Eindecker, Wiencziers mit seinem		IX
— (Zeichnung Gabriel)		XII
— Bootgerüst für einen	208	
— Konstruktionszeichnungen des	XIV, XV, XVI u.	XVIII
— Lehrapparat von	314	
Argus-Motorengesellschaft, Flugmotor der	134	
Astra, Abbildung und Zeichnung des Zweideckers	313/314	
Audineau, Rippe von		XVII
Avia-Eindecker mit Anzanimotor		VI
»Avia« im Fluge, Eindecker		XVII
Barrillon, Eindecker von — (Motor 2 zyl., System Berthaud)	21	
Behrend auf seinem Eindecker im Fluge		VI
Bertin, Flugmotor von	43	
Bertrand-Eindecker von vorn und hinten gesehen	20	
Blériot-Eindecker mit rotierendem Gnömomotor	19	
— für den Transport zusammengelegt	19	
— neuer und Normal-Typ (Zeichnungen)		IX

	Seite	Tafel
Blériot-Eindecker (Kanaltyp)	212	
— Neuer Eindecker von — (Gnömomotor)	211	
— von Busson, Der zerschmetterte	227	
— Führersitz des normalen	288	
— Militärtyp (Ansicht der Steuerungshebel)	288	
— Blériot mit automatischer Stabilität, System Etévé, Eindecker System	255	
— XI, Der verbesserte	44	
— Eindecker von — (Zeichnung)	90	
Blériots Ehrenpreis.	22	
Blériotstand auf dem »Salon Aéronautique«	276	
Bonnet-Labranche, Eckverbindungen von	317	
Bourcart, Zweidecker von — (Siemens-Schuckert)	VI	
Bréguet, Zweidecker (Seitenansicht)	183	
— mit 60 PS, Renaultmotor mit langsam laufender Schraube	278, 315	
César, Tandem-Biplan von	III	
— Doppelzweidecker von	VI	
Chassany, Fahrgestell mit mittlerer Landungskufe von »Circuit de l'Est«, Karte zum Überlandflug und Start in Issy	317	
Clément-Bayard-Flugmotor	226	
— -Luftschiff und Flugmotor	43	X u. XI
— System Santos Dumont, Zeichnung des Eindeckers — nach dem Typ Santos Dumont, Eindecker	21	
— Zweidecker von Maurice	90	III
Clerget, Militäraeroplan für drei Personen mit 200 pferd. Motor von	277	
Coanda-Flugzeug, Gerippe des Bootes vom	315	
Coanda mit Turbinenpropeller, Zweidecker von — Lauf- rad, Schwanzflossen und Steuer	XVII	
Coster, Zeichnung der Eckverbindungen von	316	
Daimler-Flugmotor (Zeichnungen: Vergaserseite, An- sicht von vorn und von oben)	131	
— Luftschiffmotor, (Auspuff- und Vergaserseite)	133	
Darracq, Flugmotor	X u. XI	
»Demoiselle« von Santos Dumont	90	
Deperdussin, Eindecker von — und Steuerhebel	XVII	
Dorner, Der Eindecker von	45	
— im Fluge, Eindecker von	240	
Drehmoments beim Vier- und Achtzylinder, Graphische Darstellung des	12	
Dubonnet, Eindecker »Tellier« von	83	
— auf seinem Tellier-Apparat	VI	
Dufour-Eindecker	VI	
Elbridge, Flugmotor	X u. XI	
Engelhardt auf seinem Wright-Zweidecker über dem St. Moritzsee	100	
Escher-Flugmotor mit stehenden und liegenden Zylindern (Zeichnungen und Abbildungen)	132	
Esnault-Pelterie, Neuer Eindecker von	VI	
— Eindecker	XIII	
— Neuer Eindecker von — (Anlauf- und Landungs- gestell und Zeichnung)	XVII	
— Flugmotor	X u. XI	
— Schieberventil von	35	
España bei einer Probefahrt, Das spanische Militärluft- schiff	54	
»Eta«-Propeller, Schnitt durch den — und Ergebnisse der Versuche mit	225	
»Etévé«, Schematische Darstellung der automatischen Stabilität von	253	
Etrich-Eindecker, Anlaufgestell	210	
— Eindecker, (Die Taube u. a.)	VI	
— Eindecker	XIII	
Euler, Zweidecker	XIII	
Fabre Paulhan-Zweidecker	314	
Farcot, Schieberventil von	35	
Farman, Neuer Zweidecker von H.	III	
— beim Wettfliegen in Cannes, Der Zweidecker von Henri	84	
— Zweidecker mit Windschutz	302	
— -Zweideckers, Führersitz des	VI	
— Eindecker von Henri — (Im Fluge, von vorn und von der Seite gesehen)	IX	
— Tragflächenverlängerung von Henry	277	
— Strebenschuh aus Stahlblech von Maurice	277	
— Stand von Maurice, (Salon d'Aéronautique)	289	
— Zweidecker von Maurice	III	
— Zeichnung des Zweideckers von Maurice	304	
— im Fluge, Zweidecker von Maurice	213	
— -Zweidecker der Aviatik, G. m. b. H., Mühlhausen (Zeichnung)	V	
— Eckverbindungen von Maurice	317	

	Seite	Tafel
Flugmaschine Wright G. m. b. H. und Luftfahrzeug- Gesellschaft auf der Motoren-Ausstellung Berlin, Der Stand der	82	
Flugmotors mit Vergaser, Schematische Darstellung eines.	11	
Flying Fish von Burgeß-Herring, Zweidecker	IX	
Fünf- und Siebenzylindermotor	14	
Gnömomotor und Schrauben des Drachenfliegers von Moisant	20	
— des Eindeckers von Peugeot Rossel	57	
— Schema des	250	
— von hinten und von der Seite gesehen	273	
— (Längsschnitt und Vorderansicht mit Querschnitt)	275	
— mit gesteuertem Saugventil im Zylinderkopf.	278	
— Perspektivischer Schnitt durch einen halbmontierten Goupy im Fluge, Zweidecker von — (und Ansicht von vorn)	212	
Grade, Eindecker	XIII	
— im Fluge in Heliopolis	46	
Grai nach dem Farmantyp im Fluge, Englischer Zwei- decker von	223	
Green-Flugmotor	126	
— (Zeichnung: Seitenansicht, Schnittzeichnung etc.)	VII	
Grégoire-Flugmotors, Schematische Zeichnung des	42	
— Flugmotor	X u. XI	
Gyp, Der neue Eindecker von	XVII	
— Flugmotor	X u. XI	
Halle für Drachenflieger in Issy-les-Moulineaux von Clément-Bayard	VI	
Hanriot, Eindecker — im Fluge	183	
Hanschke in seinem Eindecker in Johannisthal	44	
Harlan, Eindecker von	240	
Hintner, mit seinem Eindecker	44	
Holzversteifung für Luftschiffe, Rettigsche und Hubersche	137	
Huth, Flugmotor von Dr.	43	
Issy-les-Moulineaux, Der Start zum »Circuit de l'Est« in Jatho, Eindecker (von der Seite und von vorn ge- sehen)	IX	
Itala, Flug- und Luftschiffmotor	X u. XI	
Karte, Flugplatz Bethény bei Reims	186	
— Überlandflüge von Reims und Chalons	187	
— Flugstraße von Berlin—Johannisthal nach Mars bei Bork	192	
— zum Überlandflug Frankfurt—Mainz—Mannheim	214	
— zum Überlandflug »Circuit de l'Est«	226	
— zum Flug über die Alpen	230, 256	
Klug, Max Eindecker von	IX	
Körting-Luftschiff- und Flugmotor	124	
— -Luftschiffmotor, Zeichnungen: Schnitt, Seitenan- sicht usw.	VII	
— -Flugmotor (Ansicht von oben und von der Seite)	X u. XI	
Lailhacar, Eindecker von	III	
Leforestier, Eindecker von	56	
Legagneux am Steuer des Roger-Sommer-Zweideckers — auf Sommerzweidecker beim Aufstieg in Nancy	224	
Lesseps de mit 50 PS Gnömomotor, Eindecker	20	
— Eindecker von	56	
Lilienthal im Fluge, Der Gleitflieger von.	88	
Livré, Eindecker von.	III	
Luftfahrzeug-Gesellschaft und Flugmaschine Wright, G. m. b. H., auf der Motorenausstellung Berlin, Der Stand der	82	
Mallot, Eindecker von	III	
Miesse, Doppelventil von	38	
— Flugmotor von	43	
Moissant-Drachenflieger (von hinten und von vorne gesehen)	IX	
— -Eindecker (50 PS Gnömomotor)	21	
Montgolfier, Eindecker der Société	III	
Motor mit zwei doppelt wirkenden Zylindern resp. Stufenkolben	14	
Mouillards Flugzeug nach der amerikanischen Patent- schrift	110	
Mourmelon, Phot. Aufnahme des Exerzierplatzes	99	
»M. III«, Das neue Militärflugschiff	97	
N. A. G.-Luftschiffmotor in der Gondel des P. III	124	
— (Zeichnungen: Vergaserseite, Auspuff, Schnitt etc.)	VII	
Nieuport, Eindecker von	211	
— Motorbefestigung und federnde Achse von	315	
— Neuer Eindecker von	XVII	
— Zeichnung des neuen Eindeckers von —, Ansicht von vorn, von oben und von der Seite	XVII	
Obre, Eindecker	IX	
Palous & Beuse, Flugmotor	X u. XI	

	Seite	Tafel
Panhard-Levassor, Doppelventil von	37	
— -Flug- und Luftschiffmotor	41	
Parsevalballon, Schematische Zeichnungen und Abbildungen des		IV
Paulhan am Steuer seines Zweideckers	22	
Peugeot, Eindecker von Rossel		III
Peugeot-Rossel, Fahrgestell mit mittlerer Landungskufe von	316	
Pipe, Doppelventil von — (Einlaß- und Auslaß)	36	
Piquerez, Zweidecker von — (Abbildung und Zeichnung)	89	
Pischof, Eindecker von	211	
— Zeichnung des Eindeckers von	316	
Propellerwagen, Registriermanometer, Diagramme etc. — Führerplatz und Instrumente, Schleuderkasten, Schematische Zeichnungen	16	II
Regy frères, Zeichnung des Fahrgestells von Les fils de Roger-Sommer im Fluge, Neuer Zweidecker von — und Führersitz	224	
Rougier im Fluge von Monaco nach Cap Martin	71	
Rüb, Steueranordnung von	305	
Rumplerflugmotor	125	
— (Zeichnungen: Seitenansicht, Schnitt etc.)		VII
— -Luftfahrzeug-G. m. b. H., Stand der	83	
— -Zylinderkonstruktion aus gezogenem Stahl	13	
S. A. F. A.-Zweidecker der Soc. An. Française d'Aviation		XVII
Salon Aéronautique, Allgemeiner Überblick etc.	276	
Saulnier, Eindecker von		III
Savary, Zweidecker von — (Im Fluge und Ansicht von vorn)	212	
Schematische Darstellung eines Motors mit versetzten Zylindern	15	
— eines Flugmotors mit Vergaser, bei welchem der Lufteinlaß trichterförmig erweitert ist	11	
Schieberventile von E. Pelteric & Farcot	35	
Schudeisky, Zweidecker von	239	
Schultze-Herford im Fluge, Der Eindecker von	45	
Sechszylindermotor (Zylinder in einer Reihe)	14	
Siemens-Schuckert-Zweidecker, Erbauer: Bourcart		VI
— (Zeichnungen und Abbildung)		IX
Simon, Gesamtansicht und Seitenansicht des Zweideckers von		VI
Sloan mit 1 und 2 Schrauben und modernen Höhensteuer		XVII
Sommer, Zweidecker von Roger- (mit elastischem Stoßfänger)		V
— -Eindecker auf dem »Salon Aéronautique«	278	
— Höhen- und Seitensteuer des Eindeckers von	314	
Steueranordnung von Rüb	305	
Steuerhebelanordnung von Bréguet, Astra, Bénard, Blériot, Maurice Farman, Curtiß	303	
Steuernocken für Schieberventile, Schematische Darstellung eines zweistufigen	35	
Tabuteau auf Maurice-Farman-Zweidecker	279	
Tandem-Biplan von César		III
Tellier-Eindecker von Dubonnet	83	
Timm auf seinem Eindecker in Johannisthal	44	
Transport der Flugmaschinen von Bréguet	242	
— von in Lattengestellen verpackten Flugapparaten	241	
Transportautomobil für Blériot-Flugmaschinen	241	
Turcat-Méry, Zweidecker von — (konstruiert von Odier Vendôme)		XVII
Turcat-Méry, Zeichnung des Zweideckers von	317	
Van den Born auf seinem Überlandflug	71	
Ventil mit Schieber zur Steuerung von Ein- und Auslaß mittels eines Ventils	34	
Ventilkonstruktionen: Miesse, Panhard-Levassor, Pipe, Vorreiter, Algrin, Farcot, Esnault Pelterie	34	
Vergaser mit Drosselklappe	276	
Versuchsanordnungen für die Messung der Drahtwiderstände	260	
»Vindobona« von Werner & Pfeleiderer, Zweidecker	210	
Voisin-Zweidecker, Neuer		IX
— -Zweidecker und Zweidecker alte Konstruktion		XIII
— -Zweidecker mit seitlichen Stabilisierungsflächen	213	
— -Zweidecker mit und ohne vorderes Höhensteuer		XVII
— Zweidecker von — (Zeichnung)	89	
Wienczers mit seinem Antoinette-Eindecker		IX
Wright-Apparates, Schematische Vorder- und Seitenansicht des automatisch stabilisierten	221	
— -Drachenfliegers, Steuerhebel und Fahrgestell des	55	
— -Flugzeug nach der deutschen Patentschrift	109	
— -Gesellschaft, Neuer Zweidecker der französischen	302	
— -Motor der N. A. G. (Vergaser- und Zünderseite)	82	

	Seite	Tafel
Wright-Zweidecker der Flugmaschine Wright, G. m. b. H. (Zeichnung)		V
— -Zweidecker, französisches Fabrikat		VI
— -Zweidecker mit automatischer Stabilitätsfläche	254	
— -Zweidecker mit automatischem Höhensteuer	253	
— -Zweidecker über dem St. Moritzsee, Kapitän Engelhardt auf seinem	100	
Wunderlich, Dreizylindermotor von	42	
Zanonia-Flugsamen von oben und vorn gesehen	210	
Zeppelinluftschiff aus der Halle kommand	153	
Zylinder aus gezogenem Stahl (Rumpler)	13	
Zylinderanordnung beim Achtzylindermotor, V-förmig	12	

Patente.

	Seite
Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft, Lagerung des Maschinenfundaments in Luftschiffgondeln (218 384)	48, 71
Baumann, Adrian, Luftschiff mit mehreren Gaszellen (221 155)	156
— Adrian, Luftschiff (223 997)	244
Blériot (Frankreich), Flüssigkeitskühler für die Motoren von Luftschiffen und Flugmaschinen jeder Art (225 788)	308
Breslauer, Vorrichtung zum Fliegen (223 252)	210
Broeg, Anker zum Festlegen von Luftschiffen auf Eis oder anderen glatten Flächen [225 789]	320
Chillingworth, Rudolf, Aus Blech bestehender, einen Hohlkörper bildender Träger (Gebrauchsmuster) (406 310)	48
Clément (Frankreich), Elastische Aufhängung der Motoren in den Gondeln an Luftschiffen und Flugmaschinen (219 601)	72
Degn, Bremen, Luftschraube mit unstarren Flügeln (223 552)	280
Diebener, Luftschiff aus einzelnen harmonikaartig verbundenen Tragkörpern (224 323)	244
Eisenlohr, Dr. Wilhelm, Verfahren zum Absaugen und Einlassen von Gas bei Luftschiffen (219 599)	72
Ellehammer, Dänemark, Flugmaschine mit zusammengelegbaren Tragflächen (220 976)	156
Esnault-Pelterie, Drachenflieger mit verwindbarer Tragfläche (222 674)	279
Feldermann, Anker für Ballons und Luftschiffe (222 910)	256
Filippi, Luftschraube aus einer Fläche mit ellipsenartigem Grundriß (224 476)	268
Frankfurter J., Tragkörper für starre Luftschiffe mit einzelnen Gasballons (223 198)	244
Gans-Fabrice, Vorrichtung zum Verändern der Schräglage von Luftschiffen mit flachem Querschnitt durch Verschieben von Gewichten am Tragkörper	72
Günther, Dr. W., Verfahren zur Herstellung gasdichter Ballonhüllen (224 521)	244
Gymmy, Carl & Heinrich, Luftfahrzeug mit senkrechtem Schacht (221 413)	244
Hanschke, Karl, Flugmaschine mit in Gehäusen sich drehenden Flügelrädern (220 044)	140
Haurwitz, Schwimmbühnenkorb (224 322)	292
Heeren, Paris, Vorrichtung zur Aufrechterhaltung der Stabilität von Flugmaschinen (221 328)	176
Hipssich, Drachenflieger (226 932)	320
Hofmann, Genf, Steuervorrichtung für Drachenflieger (222 493)	216
Honnet, Diederhofen, Halle für lenkbare Luftschiffe mit zeitweise seitlich abschließbarem Dach und zwangsläufig mit diesem auf- und abbeweglicher Luftschiffbühne (223 570)	308
Hubbard & A. Henry, London, Luftschiff (222 829)	232
Huber, Bewegliche Lagerung für starre Luftschiffe (224 894)	292
— Montagegerüst für runde Baukörper, insbesondere Luftschiffgerippe (223 442)	232
— Ballongerippe (221 412)	244
Hünn, Motor für Luftfahrzeuge (223 864)	268
Jouveneau, Vorrichtung zur selbsttätigen Regelung des Luftdruckes in Ballonetts (219 600)	72
Jungmann, Schwenkbare Hubschrauben für Luftfahrzeuge (223 732)	320
Just, Flugmaschine mit elektrischen durch eine Kurbelwelle und Schubstangen angetriebenen Schlagflügeln (222 265)	207
Katz, Alexander, Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe	292
Klindworth, Goslar, Luftschiffe (220 431)	110
Klönne, Verschuß für Hallen, insbesondere Luftschiffhallen (222 069)	215
Krempelhuber v., Schraubenflieger mit beweglichem Fallschirm (221 458)	176

	Seite		Seite
Krons Erben, Vorrichtung zur Prallhaltung von Luftschiffen durch Luftdruck zwischen einer äußeren und inneren Ballonhülle (223 551) mit Zusatzpatent 224 190	243	Rueben, Aachen, Luftschiffhalle mit zeitweise entfernbarem Dach (221 673)	216
Lobach, Dr. Walter, Tragfläche für Flugmaschinen u. dgl. (220 752)	280	Sadger, Berlin, Einrichtung an Luftschiffen, um Wasser und andere Flüssigkeiten von größeren Höhen aus einnehmen zu können (224 275)	280
Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Apparat zum Messen der Luft- oder Gasdurchlässigkeit von Stoffen und Platten (224 011)	308	Saul, Aachen, Registrierballon-Tandem	308
— Ballonventil mit frei ausgespannter Membran (224 522)	244	— Vorrichtung zum Füllen von Registrierballons (223 675)	308
Maschinenbauanstalt Gaukönigshofen, Ignaz und Vitus Weikersheimer, Luftschiffanker (222 615)	232	Schilling, Verfahren zum Nachfüllen von Luftschiffen während der Fahrt (220 975)	140
Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg, Mechanisch angetriebenes Hallentor mit gelenkig miteinander verbundenen Flügeln (222 377)	231	— Verfahren zur Erhöhung des Auftriebes von Luftballons (221 549)	215
Mauk, Stuttgart, Aufblasbare Hohlkörper zum Landen von Luftfahrzeugen (220 345)	116	Schober, Zürich, Luftschiff aus mehreren kugelförmigen Einzelballons (220 924)	156
Mayer, L. J., Fesselballon mit Scheinwerfer (223 998)	268	Schulze, Luftschiff mit Ballonett	72
Means, Boston, Einrichtung zur Abgabe von Signalzeichen von Luftfahrzeugen (219 630)	156	Sedlbauer, Vorrichtung zur dauernden Messung der Gastemperatur in Ballons oder Luftschiffen (222 867)	280
Mink, Fallschirm (219 441)	72	Semmler, Dortmund, Ballongerippe (220 159)	116
— Fallschirm mit Gaszellen (224 270)	292	Sieck, Ballonstoff aus Metallblechen mit dazwischen befindlichem Fasergewebe (219 440)	72
Naumann, Rixdorf, Vorrichtung zum Einholen von Luftschiffen (224 750)	308	Trier, Berlin, Mehrstöckiges Luftschiff (211 783)	232
Neuner, Luftschiffanker (224 706)	256	Ulrich, Luftschiff mit zerlegbarem Traggerüst (226 088)	320
Neyen, Schraubenflieger (222 868)	216	Vereinigte Gummiwarenfabriken Harburg-Wien, Federndes Ballonventil (221 509)	176
Reden v., Flugmaschine mit Schräglügeln, deren Enden um die Längsachse verdrehbar sind (222 136)	204	— Überdruckventil für Luftballons (225 791)	307
— Flügelflieger mit um die Längsachse drehbaren Flügelen (222 137)	215	Wagner, Vorrichtung zum Erhalten des seitlichen Gleichgewichts von Luftschiffen (225 901)	320
Reißner, Gleitfläche für Luft- oder Wasserfahrzeuge (222 266)	175	Wetzel, Albert, und Wilhelm Binder, Verfahren zum Ankeren von Luftschiffen (222 084)	215
— Schraubenpropeller (224 053)	243	Wiese, Hamburg, Drachenflieger (223 586)	280
Rennecke, Luftschiff mit einem um eine senkrechte Achse drehbaren Flächenballon (220 793)	140	Wies'niewsky, Treibflächen an Luftschiffen und Flugmaschinen (223 135)	216
Rettig, Ballonhülle (221 607)	176	Wilson (U. S. A.), Luftschiff mit einer an der unterhalb des Ballonkörpers vorgesehenen Hauptgondel angelenkten zweiten Gondel (225 792)	307
Riedel, Flugmaschine mit zwei um eine zur Gondel unter beliebigem Neigungswinkel einstellbare Achse sich entgegengesetzt drehenden Flügelpaaren (223 633)	280	Zeise, Luftschraube mit dem Luftdruck entsprechend sich selbsttätig einstellenden Flügeln (222 659)	232
		Zollenkopf, Luftschiff mit verstellbaren Teilen (222 177)	215

Faint, illegible text, possibly bleed-through from the reverse side of the page.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BEJEUHR

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER
FLUGTECHNIKER

DR. H. REISSNER
PROFESSOR DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN W. 10

Jahrgang I.

31. Januar 1910.

Heft 1 u. 2.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 13.50 bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beifügt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, solche für die Schriftleitung: Redaktion der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik“.

INHALT:

Zur Einführung.

Einige für die Flugtechnik wichtige Beziehungen aus der Mechanik. Von Professor L. Prandtl in Göttingen.

Die Aerodynamik als Grundlage der Luftschiffahrt. Von S. Finsterwalder, Professor an der Technischen Hochschule in München. Vortrag, gehalten in der 92. Jahresversammlung der Schweizerischen naturforschenden Gesellschaft zu Lausanne, am 6. September 1909.

Konstruktionsprinzipien der Motoren für Flugapparate. Von A. Vorreiter. Die Prüfanlage für Luftschrauben auf der ILA. Von P. Bejeuhr. (Mit Tafel I.) Neue Drachenflieger.

Sportlicher Teil (bearbeitet von O. Schmal-Carbur): Der Flugsport im Jahre 1909. Sport-Nachrichten.

Kleine Mitteilungen: Wissenschaftliche Nachrichten. — Neue Flugapparate. — Militärluftschiffahrt.

Zur Einführung.

Die Erschließung des Luftmeeres durch das nach dem Willen des Menschen lenkbare Luftfahrzeug ist der größte Fortschritt, den die Entwicklung der Technik in den letzten Jahren gebracht hat. Von einer wirklichen Beherrschung des Luftmeeres sind wir zwar noch weit entfernt und es gilt daher, alle Kräfte zu sammeln, um diesem Ziel mit rüstigem Schritt näherzukommen.

Die bestehenden Zeitschriften für Luftschiffahrt widmen einen großen Teil ihres Inhalts dem Freiballon, was zum Teil durch ihre Entstehung als Organ von Luftschiffer-Vereinen begründet ist. Andererseits behandeln diese Zeitschriften, wie das ihrem Leserkreis angemessen ist, die Fragen der Luftschiffahrt und Flugtechnik hauptsächlich vom sportlichen Gesichtspunkte. Dagegen fehlt eine Sammelstelle für das Ingenieurmäßige, für die technischen und wissenschaftlichen Fragen des Luftfahrzeugbaues. Um diese Lücke auszufüllen, ist der Herausgeber mit der Verlagsanstalt von R. Oldenbourg in Verbindung getreten. Beide hoffen, durch Aufsätze von anerkannten Fachmännern der Praxis wie auch der Theorie, sowie durch eine sorgfältige Auswahl von Abhandlungen und Berichten über neue Arbeiten, Versuche und Konstruktionen eine ernste technisch-wissenschaftliche Zeitschrift zu schaffen, die zur Weiterentwicklung der Fluchttechnik und Motorluftschiffahrt und zur Verbreitung der dieses Gebiet betreffenden Kenntnisse und Erfahrungen dienen soll.

Die »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« wird demnach vornehmlich enthalten:

Abhandlungen und Berichte über die Konstruktion der Luftfahrzeuge und ihrer Teile, insbesondere der Motoren; ferner über die Erfahrungen im Betrieb der Luftfahrzeuge und ihre Leistungen. Ein ihrer großen Bedeutung angemessener Platz wird dabei der Theorie und dem wissenschaftlichen Versuch eingeräumt werden. Dabei wird mit Sorgfalt darüber zu wachen sein, laienhaftes Theoretisieren fernzuhalten. Auch die sportliche Seite der Motorluftschiffahrt wird gewürdigt werden, wenn auch nur insoweit, als das technische Interesse sich darauf bezieht. In einem Anhang wird regelmäßig über Patente und Patentanmeldungen berichtet werden, ebenso über wichtige industrielle Nachrichten.

Um seine Aufgabe durchführen zu können, hat sich der Herausgeber der Mitarbeit einer Reihe von anerkannten Fachleuten versichert; im besonderen hat Professor Prandtl in Göttingen es unternommen, den wissenschaftlichen Teil ständig zu überwachen. Diejenigen Gelehrten und Fachleute, an die sich der Herausgeber nicht persönlich

wenden konnte, weil ihm die Adressen unbekannt waren, sind hiermit zur tatkräftigen Mitarbeit eingeladen, um ihre Entdeckungen und Erfindungen, namentlich auf dem Gebiete der dynamischen Luftschiffahrt, bekannt zu machen und ihre Erfahrungen auszutauschen.

Aus den vielen beifälligen Zuschriften konnte der Herausgeber zu seiner großen Freude ersehen, daß er mit der Gründung der »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« zur rechten Zeit auf den Plan getreten ist und Verständnis und Förderung für sein Werk findet. Von diesen Zuschriften soll nachstehend diejenige von Wilhelm Kreß, dem verdienten Nestor der deutschen Flugtechniker wiedergegeben werden, da sie in besonders anschaulicher Weise den gegenwärtigen Zustand in der flugtechnischen Literatur und die Notwendigkeit einer technisch-wissenschaftlichen Fachzeitschrift für dieses Gebiet schildert.

Im Januar 1910.

Der Verlag:

R. Oldenbourg, München.

Der Herausgeber und Schriftleiter:

Ansbert Vorreiter, Berlin.

Ihre Mitteilung, daß Sie im Verlag von R. Oldenbourg die »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« herausgeben, hat mich mit großer Freude erfüllt, namentlich deshalb, weil für eine wissenschaftlich-technische Zeitschrift, wie die von Ihnen begründete, ein Bedürfnis vorhanden ist, denn, obwohl unter den bereits in deutscher Sprache erscheinenden Zeitschriften, die das Gebiet der Luftschiffahrt behandeln, einige Zeitschriften zweifellos gut redigiert sind, so sind sie doch deshalb nicht zureichend, weil sie in erster Linie die Luftschiffahrt mit Freiballons behandeln und andererseits sich der dynamischen Luftschiffahrt mehr vom Standpunkt des Flugsportes als der Flugtechnik widmen. Noch vor wenigen Jahren war die Frage der dynamischen Luftschiffahrt das Aschenbrödel der Luftschiffahrt und nur wenige Gelehrte und Techniker nahmen diese Frage ernst, und wie ich selbst so vielfach habe erfahren müssen, waren diejenigen, die sich mit der dynamischen Luftschiffahrt befaßten, fast allein auf sich angewiesen, fanden nur wenig Unterstützung und Anerkennung, ja, wurden vielfach sogar verlacht, was Sie ja auch selbst erfahren haben. Heute herrscht für die dynamische Luftschiffahrt und für die Motorluftschiffahrt überhaupt in der ganzen gebildeten Welt das größte Interesse, weil jeder voraus- und klarblickende Mann es herausfühlt, daß dieser Sieg über das Luftmeer eine neue Epoche der Technik, wahrscheinlich auch unseres ganzen Wirtschaftslebens bedeutet und einen heute noch nicht zu übersehenden Einfluß auf die soziale und kulturelle Entwicklung der Menschheit haben wird. Trotz des großen Fortschrittes und Aufschwunges, den die Motorluftschiffahrt und vor allem die dynamische Luftschiffahrt, in den letzten drei Jahren gemacht hat, sind die Anschauungen über viele wichtige Prinzipien und selbst über die Widerstandsgesetze der Luft noch nicht geklärt, und über die Zukunft und praktische Verwendbarkeit der Flugmaschinen und sonstigen Luftfahrzeuge herrschen noch vielfach sehr falsche Anschauungen. Hier kann ein von Fachleuten geschriebenes und geleitetes Blatt viel zum Fortschritt beitragen, und darum freue ich mich über die Gründung Ihrer Zeitschrift, denn ich bin überzeugt, daß unter Ihrer geschickten und erfahrenen Hand und bei Ihrer gründlichen Kenntnis der zu behandelnden Fragen ein erstklassiges Werk geschaffen wird, welches sicher viel zur Aufklärung der flugtechnischen Fragen und zur Förderung der Motorluftschiffahrt überhaupt beitragen wird. Ich beglückwünsche Sie daher zu dem Erfolge, daß es Ihnen gelungen ist, die »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« zu gründen, indem Sie für dieselbe die ersten Gelehrten und Fachleute als Mitarbeiter und einen großen angesehenen Verlag gefunden haben, der Ihnen die Mittel zur Verfügung stellt, um diese Zeitschrift, dem Inhalt und der Bedeutung der Sache entsprechend, in bester Ausführung herauszugeben.

Ich habe die Genugtuung, daß ich in meinen letzten Jahren noch den Sieg der Idee, der ich meine Lebensarbeit gewidmet habe, miterlebt habe, aber in meinem hohen Alter ist es mir nun nicht mehr möglich, selbst mitzuarbeiten, außer gelegentlichen Beiträgen kann ich daher an Ihrer Zeitschrift kein Mitarbeiter werden. Ich aber weiß die Sache bei Ihnen und den Mitarbeitern, die Sie mir mitteilten, in guten Händen. Meine besten Wünsche begleiten Sie auf Ihrem Wege zur Förderung des technisch-wissenschaftlichen Fortschrittes auf dem Gebiete der Flugtechnik und Motorluftschiffahrt.

Wien, den 6. Januar 1910.

Wilhelm Kreß.

Einige für die Flugtechnik wichtige Beziehungen aus der Mechanik.

Von Professor L. Prandtl in Göttingen.

Vorbemerkung.

Herausgeber und Verlag dieser Zeitschrift sind an mich mit dem Wunsche herangetreten, ich möchte den wissenschaftlichen Teil der Zeitschrift ständig überwachen. Daß der Plan, ein erstes technisch-wissenschaftliches Fachblatt für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt zu gründen, einem tatsächlichen Bedürfnis entsprach, war klar; ich habe mich daher, da ich die Überzeugung gewonnen hatte, daß Herausgeber und Verlagsanstalt ihr möglichstes für ein gutes Gelingen des Werks zu tun bereit waren, im Interesse der Sache gerne dazu entschlossen, die mir zugedachte Aufgabe zu übernehmen.

Um nun meine Absichten näher zu kennzeichnen, möchte ich vorweg betonen, daß ich das viel ausgesprochene Schlagwort vom Gegensatz zwischen Theorie und Praxis nicht gelten lassen will; der Gegensatz liegt für mein Empfinden zwischen guter und schlechter, richtig und unrichtig angewandter Theorie; eine gute Theorie ist in Übereinstimmung mit den Ergebnissen der praktischen Erfahrung, oder sie gibt zum mindesten wesentliche Züge der Erfahrungstatsachen wieder. Eine Theorie, die dies nicht leistet, ist eine schlechte Theorie und verdient von uns nicht weiter beachtet zu werden. Wenn wir nach den Ursachen fragen, die das Fehlschlagen einer theoretischen Betrachtung herbeiführen können, so finden wir in den weitaus meisten Fällen, daß von unzutreffenden Voraussetzungen ausgegangen worden ist oder eine unter bestimmten Voraussetzungen entwickelte, an sich gute Theorie auf Fälle angewandt wird, die den Voraussetzungen widersprechen, viel seltener, daß in der auf diesen Voraussetzungen aufgebauten logischen Schlußreihe ein Fehler gemacht wurde. Daß man von Experimenten Ähnliches sagen kann, ist klar, auch hier ist die Möglichkeit in hohem Maße vorhanden, durch Nichtberücksichtigung von wichtigen Umständen falsche Schlüsse zu ziehen.

Theoretische Aufsätze und Berichte über Versuche werden, wenn sie in dem vorstehend gekennzeichneten Sinn als gute Theorie und gute Versuche angesprochen werden können, gerne angenommen werden; dagegen zähle ich es zu meinen Aufgaben, die Leser der Zeitschrift vor falschen oder auch nur unnützen Theorien und dergleichen mehr zu beschützen, halte mich dabei freilich keineswegs für unfehlbar. Dies vorweg.

Mit den folgenden Ausführungen über einige Beziehungen aus der Mechanik, die für die Flugtechnik von Interesse sind, beabsichtige ich nebenher auf gewisse, häufig zu findende unklare oder unrichtige Anschauungen hinzuweisen, hoffend, sie dadurch aus der neuen Zeitschrift möglichst fernzuhalten.

1. Relativbewegung.

Unter der Theorie der Relativbewegung versteht man einen Abschnitt aus der Mechanik, in dem die folgende Frage eine Beantwortung findet: Welche Gesetze ergeben sich für ein mechanisches System, das sich in einem Raume befindet, der selbst irgendwelche gegebenen Bewegungen ausführt, wenn alle Wege, Geschwindigkeiten usw. von diesem Raume aus gemessen werden?

Es ist sofort zu sagen, daß für das mechanische System die gewöhnlichen Gesetze der Mechanik gelten werden, sofern man nur seine Wege, Geschwindigkeiten und Beschleunigungen von einem ruhenden Standpunkt

aus mißt. Von dem bewegten Raume aus betrachtet, ergeben sich neue Wege, Geschwindigkeiten und Beschleunigungen, die sich als geometrische Differenz zwischen der Absolutbewegung und Bewegung des bewegten Raumes darstellen lassen. Für die hier zu gebende Betrachtung mag es genügen, von etwaigen Drehbewegungen des bewegten Raumes abzusehen; dies wird die Überlegungen sehr vereinfachen, da jetzt alle Punkte des bewegten Raumes, den wir der Kürze halber »das Fahrzeug« nennen wollen, die gleiche Geschwindigkeit haben, so daß wir also von einer einzigen »Fahrzeuggeschwindigkeit« reden können. Wie die Relativgeschwindigkeit v' mit der Fahrzeuggeschwindigkeit v_0 und der Absolutgeschwindigkeit v durch ein Geschwindigkeitsdreieck verbunden ist, das ist jedem Ingenieur von der Turbinentheorie her geläufig. Ein gleiches Dreieck (Fig. 1) besteht nun in unserem Fall des parallelbewegten Fahrzeugs auch für die Beschleunigungen; es ist also die Absolutbeschleunigung b gleich

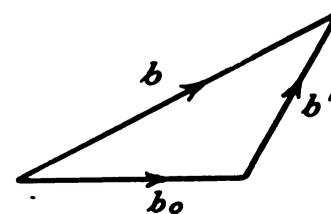


Fig. 1.

der Resultante aus der Fahrzeugbeschleunigung b_0 und der Relativbeschleunigung b' , oder, was auf dasselbe hinauskommt, die Relativbeschleunigung die Resultante aus der Absolutbeschleunigung und der negativen, d. h. in entgegengesetzter Richtung genommenen Fahrzeugbeschleunigung. (In der Symbolik der Vektorrechnung lauten beide Beziehungen $b = b_0 + b'$ bzw. $b' = b - b_0$.)

Von dieser Beziehung soll nun folgende Anwendung gemacht werden. Das Fahrzeug sei unter der Wirkung der Schwere und von anderen Kräften, die eine Resultierende P haben, in freier Bewegung begriffen. Dann setzt sich die Fahrzeugbeschleunigung zusammen aus der Beschleunigung der Schwere im Betrage g (senkrecht nach unten) und aus der Beschleunigung $\frac{P}{m}$ in der Rich-

tung von P , wo m die Masse des Fahrzeugs plus Inhalt ist. Das mechanische System im Inneren des Fahrzeugs sei der Schwere unterworfen, erfahre also die Absolutbeschleunigung g senkrecht nach unten. Wie groß ist hier die Relativbeschleunigung b' und wie gerichtet? Bildet man nach obiger Regel die Resultante aus der Absolutbeschleunigung und der negativen Fahrzeugbeschleunigung, so heben sich g und $-g$ fort und es bleibt $b' = -\frac{P}{m}$ in der P entgegengesetzten Richtung

übrig. Dieses bemerkenswerte Ergebnis läßt sich so in Worte fassen: Für die Relativbewegung eines mechanischen Systems innerhalb eines freibewegten Fahrzeugs ist die Schwere ausgeschaltet; an ihre Stelle tritt eine Beschleunigung von der Größe $\frac{P}{m}$ und einer Richtung entgegengesetzt P , wobei P die Resultierende aller übrigen äußeren Kräfte und m die Gesamtmasse ist.

Dieser Satz läßt eine Reihe wichtiger Anwendungen auf die Flugmaschinen zu. In dem einfachen Fall natürlich, daß die Flugmaschine in geradlinig-gleichförmiger Bewegung ist, ergibt sich für die Relativbewegung wieder die einfache Erdschwere als wirksam, denn im Gleichgewicht ist die Resultante der übrigen Kräfte

genau gleich und entgegengesetzt dem Gewicht, also ist hier

$$b' = -\frac{P}{m} = +g.$$

Für alle Fälle, wo kein Gleichgewicht vorhanden ist, liefert unser Satz aber ebenso leicht richtige Antwort.

1. Beispiel: Das fragliche mechanische System sei ein in der Flugmaschine angebrachtes Pendel. Welche Richtung nimmt das Pendel an, wenn das Gleichgewicht der Flugmaschine gestört ist? Antwort: Da bei einer in der Luft befindlichen Flugmaschine an äußeren Kräften nur die Schwere und die Luftkräfte in Betracht kommen, nimmt das Pendel die Richtung parallel und entgegengesetzt der Resultante der Luftkräfte an. Nimmt man z. B. einen Aeroplan an, der im wesentlichen aus einer großen, ungefähr ebenen Fläche besteht, ohne viele vertikale Flächen, so wird die resultierende Luftkraft immer ungetähr senkrecht zur Fläche (mit einer kleinen Komponente entgegengesetzt der Fahrtrichtung) sein. In diesem Falle würde ein Pendel innerhalb des Aeroplans relativ zu diesem fast unbeweglich stehen bleiben, auch wenn der Aeroplan starke Seitenneigungen oder auch Neigungen in der Fahrtrichtung annähme. Besitzt der Aeroplan ausgedehnte senkrechte Flächen, wie z. B. der Voisinsche Typ, so werden Pendelausschläge zu beobachten sein, aber nicht solche, die den Neigungen des Aeroplans entsprechen, sondern solche, die mit den seitlichen Winddrücken zusammenhängen, die bei Abweichung der Bewegungsrichtung des Aeroplans von der Richtung seiner Längsachse an den Vertikalflächen auftreten.

Will man sich dieses Verhalten des Pendels auf andere Weise, als durch die frühere Überlegung geschehen ist, klar machen, so wird man trachten müssen, daß der Aufhängepunkt durch das Zusammenwirken von Schwere und Luftkräften am Aeroplan in bestimmter Weise beschleunigt wird. Die Bewegung, die das Pendel hierbei, wenn an ihm die Erdschwere wirkt, ausführt, wird sich dann, entsprechend den vorstehenden Aussagen, ergeben. Hat z. B. ein Aeroplan (vgl. Fig. 2) Seitenneigung nach links, so wird er unter der Wirkung von Schwere und Luftkraft nach links beschleunigt; das Pendel, das diese Seitenbewegung mitmachen muß, schlägt dabei gegen die wirkliche Senkrechte nach rechts aus, gerade um so viel, daß es wieder senkrecht zum Aeroplan steht. Erst wenn die Luftkräfte auf die Vertikalflächen beginnen, die entstehende Seitenbewegung abzufangen, wird das Pendel

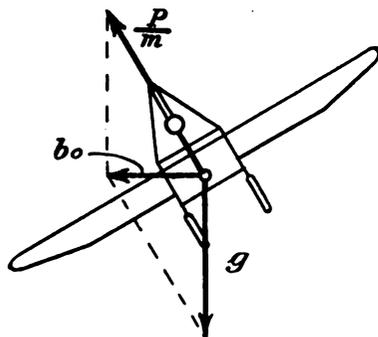


Fig. 2.

relativ zum Aeroplan einen Ausschlag erfahren. Man ersieht aus diesen Betrachtungen deutlich, daß die Verwendung von Pendeln, die durch ihre Ausschläge bei Neigungen der Flugmaschinen irgendwie passend die Steuer beeinflussen und so das Gleichgewicht wieder herstellen sollen — ein Vorschlag, der mehrfach aufgetaucht ist — auf falschen Voraussetzungen beruht. Das aber, was die Pendel wirklich leisten, nämlich Winkelabweichungen der Bewegungsrichtung von der Flugmaschinenachse anzuzeigen, das kann man ebenso, und zwar weit zweckmäßiger, mit Windfahnen oder ähnlichen Vorrichtungen erreichen.

2. Beispiel. Das mechanische System, das wir jetzt betrachten wollen, sei der Führer der Flugmaschine selbst. Wir wollen nach den körperlichen Gefühlen fragen, die er bei gestörtem Gleichgewicht seiner Flugmaschine erfährt. Nach unserem Satz werden sich die Kräfte an allen seinen Körperteilen so ergeben, als wenn für ihn die Schwerebeschleunigung durch die von den Luftkräften allein herrührende Beschleunigung ersetzt wäre. Er wird also, ebensowenig wie er die Neigungen seines Fahrzeugs an einem vor seinem Führersitz befindlichen Pendel ablesen kann, sie aus seinen körperlichen Gefühlen erkennen können.

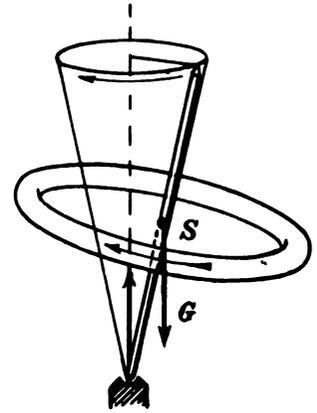


Fig. 3.

Wenn er nicht etwa einen Kreisel als Neigungszeiger an Bord hat, wird er somit die Neigungen seines Fahrzeugs nur durch den Vergleich mit dem Horizont oder mit sonstigen Gegenständen außerhalb seines Fahrzeugs feststellen können. Etwas anderes wird er allerdings deutlich beobachten können, nämlich einen Wechsel in der Stärke seiner scheinbaren Schwere. Bei Verstellungen des Höhensteuers, und überhaupt Schwankungen innerhalb der senkrechten Ebene durch die Fahrtrichtung, wird er einmal schwer gegen den Sitz gepreßt und dann wieder fast vom Sitz hochgehoben; wann das eine, wann das andere eintritt, läßt sich von seiten der Mechanik einfach entscheiden; er wird sich schwerer fühlen, wenn die Luftkräfte, durch zu große Geschwindigkeit oder durch Aufkippen des Apparats, größer als das Gewicht der Flugmaschine geworden sind und so eine Beschleunigung nach oben eintritt; er wird seine Schwere vermindert fühlen, wenn das Umgekehrte der Fall ist.

So zeigt sich die Theorie der Relativbewegung auch als nützliches Hilfsmittel, um den, der eine Flugmaschine besteigen will, über die Bedeutung dessen, was er während des Schwebens fühlen wird, aufzuklären und ihn so auf ein auf seinen Gefühlen fußendes zweckentsprechendes Handeln vorzubereiten.

2. Etwas vom Kreisel.

Der Kreisel ist bekanntermaßen ein merkwürdiges Ding. Schon um dessen willen spukt er in den Köpfen vieler »Erfinder«, die seine Eigenschaften, von denen sie eine unbestimmte Vorstellung haben, in irgendwelcher Weise zur Verhinderung von Neigungsänderungen ihrer Flugmaschinen verwenden wollen.

Die Kenntnis über das wirkliche Verhalten des Kreisels, der allmählich in den verschiedensten Anwendungen (Schiffskreisel, Kreiselkompaß, Torpedosteuerung, Einschienenbahn usw.) in die Praxis eindringt, ist noch verhältnismäßig wenig verbreitet und es bestehen vielfach irriige Anschauungen über sein Verhalten.

Es mag sich deshalb lohnen, einiges wenige über sein Verhalten hier anzuführen. Der vielverbreitete Satz z. B., daß »der Kreisel die Richtung seiner Achse festzuhalten suche«, ist in dieser Allgemeinheit nicht richtig, er müßte schon durch den Zusatz ergänzt werden, der ihm seinen Wert so ziemlich nimmt: »solange nicht Kräfte vorhanden sind, die seine Achsrichtung abändern«. Das eine ist freilich richtig: in einem sehr rasch umlaufenden Kreisel steckt eine im Verhältnis zu seiner Masse sehr große Bewegungsgröße, die durch kurz

dauernde Einwirkung von irgendwelchen störenden Kräften nur wenig abgeändert wird, so daß es den Anschein hat, als wäre eine Wirkung dieser Kräfte überhaupt nicht vorhanden. Die Verhältnisse sind ähnlich wie bei einem schnell fliegenden Geschoss, das auch durch mäßige störende Kräfte nur ganz wenig aus seiner Richtung abgelenkt wird; das Verhalten des Kreisels erscheint nur deshalb so merkwürdig, weil man sich bei ihm, anders wie bei dem fliegenden Geschoss, der großen Umlaufgeschwindigkeit seiner Teile wenig oder gar nicht bewußt wird.

Unter genügend starken oder auch nur hinreichend lange wirkenden mäßigen Kräften ändert der Kreisel seine Achsrichtung in beliebig erheblichem Maße; das was dabei allerdings zuerst überrascht, ist, *dafs die Richtungsänderung der Achse senkrecht zu derjenigen erfolgt, die der nicht umlaufende Kreisel unter dem Einfluß der Kräfte einschlagen würde*, daß also der Kreisel einer an ihn angreifenden Kraft nicht nachgibt, sondern ihr sozusagen seitlich ausweicht. Durch dieses senkrechte Ausweichen entstehen häufig unter dem Einfluß von dauernd wirkenden Kräften Bewegungen des Kreisels, durch die die Kreiselachse nach Ablauf einer bestimmten Zeit wieder in ihre Anfangsstellung gelangt. In diesem Fall, der z. B. beim gewöhnlichen Spielkreisel zutrifft (vgl. Fig. 3), kann man in gewissem Sinn von einer Erhaltung der Achsenrichtung sprechen, wenn die Richtungen, die die Achse zwischendurch einnimmt, nicht allzuweit von einer bestimmten festen Richtung abweichen.

Um das eigentümliche Verhalten des Kreisels zu verstehen, mag folgende Überlegung angestellt werden. Es sei angenommen, daß ein schnell umlaufender Kreisel mit wagrechter Achse (in Fig. 4 u. 5 im Aufriß und Grundriß dargestellt) langsam um die lotrechte Achse gedreht wird, und es sei nach den Kräften gefragt, die zu dieser Abänderung seiner Achsrichtung nötig sind. Wir wollen hierzu zunächst ein Massenelement in seiner aus der Umlaufbewegung des Kreisels und aus der Veränderung seiner Achsrichtung resultierenden Bewegung verfolgen. Während es etwa das oberste Viertel seiner Kreisbahn durchläuft, mag der Kreisel aus der zur Aufrißebene senkrechten Stellung in die im Grundriß punktiert angegebene gelangt sein. Das Teilchen hat hierdurch seine Geschwindigkeitsrichtung abändern müssen, es ist nach links abgelenkt worden. Man sieht leicht, daß ein Teilchen, das sich während derselben Zeit unten am Kreisel befand, nach rechts abgelenkt worden ist.

Um diese beiden Ablenkungen hervorzubringen, ist ein Kräftepaar innerhalb der senkrechten Ebene nötig, das, wenn es an der Kreiselachse angreift, bei dem von uns angegebenen Sinn der Drehungen rechts hebend, links niederdrückend an der Kreiselachse wirkt. Man kann dieses Ergebnis auch durch Betrachtung der Trägheitskräfte (Zentrifugalkräfte) gewinnen, welche durch die besprochene Richtungsablenkung der Teilchen des Kreisels geweckt werden. Diese sind in der Aufrißfigur 4 durch kleine Pfeile angedeutet. Sie geben zusammen ein Kräftepaar, das als die Wirkung des Kreisels auf seine Stützlager bei der in Rede stehenden Veränderung seiner Achsrichtung aufgefaßt werden kann und durch das Kräftepaar der gezeichneten Lagerkräfte im Gleichgewicht gehalten wird. Über die Lage dieses Kräftepaares läßt sich aus der Figur entnehmen, daß es in der Ebene liegt, die durch die Kreiselachse und die Achse der langsamen Drehung gelegt werden kann; sein Drehsinn kann an Hand der hier gegebenen Überlegung immer leicht gefunden werden.

Wenn ich im folgenden das Zahlenmäßige dieser Erscheinung angebe, so verzichte ich auf eine vollständige

Ableitung der einschlägigen mechanischen Beziehungen, da diese aus dem Rahmen unserer Betrachtung herausfallen würde und ja in den Mechaniklehrbüchern nachgelesen werden kann. Ich will nur kurz darauf hinweisen, daß es zu der Grundbeziehung der Punktmechanik, die ich in der Form $\frac{d}{dt}(m \mathbf{v}) = \mathbf{P}^1)$ schreiben will (zeitliche

Veränderung der Bewegungsgröße der Fortschreitung gleich der angreifenden Kraft), eine ganz analoge Beziehung gibt, in der die Bewegungsgröße der Drehung (Drehimpuls) \mathbf{B} auftritt, die in unserm einfachen Fall gleich $\Theta \underline{\omega}$ gesetzt werden kann, wo Θ das Trägheitsmoment des Kreisels und $\underline{\omega}$ seine Winkelgeschwindigkeit ist. Die Beziehung lautet

$$\frac{d\mathbf{B}}{dt} = \mathbf{M}$$

(zeitliche Änderung des Drehimpulses gleich dem Drehmoment der Kräfte).

Besteht wie hier die ganze Änderung von \mathbf{B} darin, daß es mit der Winkelgeschwindigkeit $\underline{\omega}'$ (der langsamen Drehung der Kreiselachse) gedreht wird, so ist der Betrag dieser Änderung, wenn beide Drehachsen senkrecht zueinander stehen²⁾, gleich $B \omega' = \Theta \cdot \omega \cdot \omega'$. Dies ist gleich dem Moment M des Kräftepaars, also in der obigen Figur $= P \cdot a$ zu setzen: $P \cdot a = \Theta \omega \omega'$.

Es mag kurz bemerkt werden, daß dies nur eine Annäherungsformel ist, die so lange zulässig bleibt, als die Drehungsgeschwindigkeit ω' klein gegen die Winkelgeschwindigkeit des Kreisels ω ist.³⁾

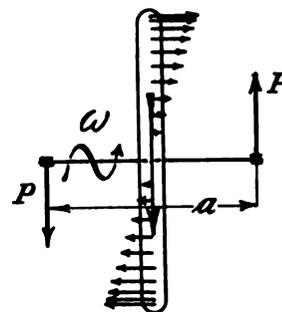


Fig. 4. Aufriß.

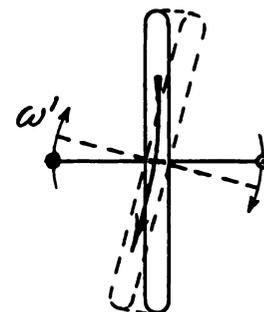


Fig. 5. Grundriß.

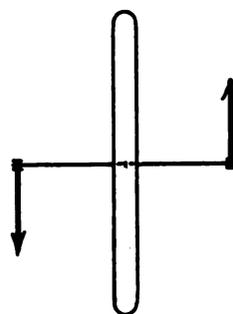


Fig. 6.

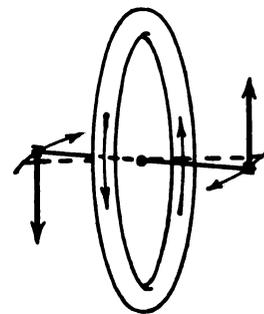


Fig. 7.

Wenn ein freibeweglicher Kreisel einem Kräftepaar mit dem Moment $P \cdot a$ (in einer durch die Achse gehenden Ebene) unterworfen ist, so zeigt eine genauere Betrachtung, die hier übergangen werden mag, daß er dann von selbst

¹⁾ Die Größen \mathbf{v} , \mathbf{P} , \mathbf{B} , \mathbf{M} sind dabei, soweit fett gedruckt, die Größe $\underline{\omega}$, soweit unterstrichen, vektoriell zu nehmen.

²⁾ Sonst käme noch der Sinus des Neigungswinkels dazu (Vektorprodukt!).

³⁾ Wie die Winkelgeschwindigkeit ω in der vermutlichen Umdrehungszahl n ausgedrückt wird, darf als bekannt vorausgesetzt werden. Es ist

$$\omega = \frac{2\pi}{60} \cdot n.$$

eine Drehung seiner Achse auszuführen beginnt, von dem Betrage ω' , den unsere Formel angibt, und so gewissermaßen mit dem Kräftepaar sich ins Gleichgewicht setzt. Diese Erscheinung wird Präzession genannt.

Für die Feststellung der Richtung der Präzession bei gegebenem Kräftepaar — oder umgekehrt des Drehsinns des Kräftepaars bei gegebener Präzession — ist die folgende, von Lanchester angegebene anschauliche Überlegung sehr bequem. Man betrachte den umlaufenden Kreisels von der Schmalseite (Fig. 6). Die Präzession, deren Achse nach früherem senkrecht zur Drehachse des

Kreisels ist und in der Ebene des Kräftepaars liegt, dreht nun den Kreisels so, daß der Umlaufssinn, den der Kreisels dem Beschauer nachher zeigt, mit dem Drehsinn des Kräftepaars übereinstimmt (vgl. Fig. 7). Man kann geradezu sagen, daß das Moment auf den Kreisels die Wirkung hat, daß es einen ihm gleichgerichteten Anteil zur bisherigen Umlaufsbewegung hinzufügt. Diese Beziehung ergibt sich, wie bemerkt werden möge, als direkte Folgerung aus dem oben angeführten Satze, daß die Änderung des Drehimpulses nach Größe und Richtung gegeben ist durch das wirkende Kräftepaar.

(Fortsetzung folgt.)

Die Aerodynamik als Grundlage der Luftschiffahrt.

Von S. Finsterwalder, Professor an der Technischen Hochschule in München.

Vortrag, gehalten in der 92. Jahresversammlung der Schweizerischen naturforschenden Gesellschaft zu Lausanne, am 6. September 1909.

Als vor bald 25 Jahren das Renardsche Luftschiff »La France« seinen ersten Kreis beschrieb und damit den Beweis der Lenkbarkeit erbrachte, fand dieses Ereignis vergleichsweise wenig Beachtung; heute, nach den Fahrten Zeppelins und dem Fluge Blériots über den Kanal, wittert alle Welt den Beginn einer neuen Zeit, und nur Rückständige zweifeln noch an der endgültigen Eroberung der Luft. Woher kommt dieser Umschlag? Sind neue Kräfte entdeckt oder unerwartete Kombinationen bekannter erdacht worden, um jene Erfolge zu erzielen, die das Vertrauen und die Hoffnungen weiter Kreise auf eine unabsehbare Reihe neuer Errungenschaften nähren? Nichts von alledem. Es liegt mir ferne, den Gründen nachzugehen, die den Glauben an eine Zukunft der Luftschiffahrt erweckt haben, ich will mich begnügen, von jenen Dingen zu reden, die die wirklichen Fortschritte angebahnt haben. Zu diesen sind zweifellos in erster Linie die Erfahrungen im Bau leichter Explosionsmotoren zu rechnen, wie sie uns die Automobiltechnik in reichstem Maße geliefert hat. Erinnern wir uns daran, daß vor 25 Jahren ein Motor, damals natürlich eine Dampfmaschine, mit 75 kg Gewicht für die Pferdekraft noch als ungewöhnlich leicht galt. Die Flugtechniker jener Zeit träumten von einer ideal leichten Maschine, die 10 kg für die Pferdekraft wiegt und die Erfüllung ihrer Hoffnungen bringen könnte. Noch vor fünf Jahren rechneten ernste, aber von den Fortschritten der Technik voll überzeugte Männer mit 5 kg als Mindestgewicht eines dauernd betriebsfähigen Motors, und heute sind wir bereits unter der Hälfte davon angelangt. Das technische Prinzip, welches diesen Fortschritt erzielte, heißt: »Schnellbetrieb«. Mit der Erhöhung der Umdrehungszahl der Motoren geht bei gleicher Arbeitsleistung eine Verminderung der übertragenen Kräfte und eine Verkleinerung der Abmessungen der übertragenden Organe Hand in Hand. Entstehen dabei auch infolge der großen Geschwindigkeiten und Beschleunigungen neue Beanspruchungen des Materiales, so kann diesen doch bei der Kleinheit der bewegten Massen durch geeignete Anordnung der bewegten Teile und Verwendung des edelsten Baustoffes wirksam begegnet werden. In bezug auf die Erleichterung der Motoren sind wir heutzutage schon annähernd an der Grenze der Wünsche angelangt, und es liegt augenblicklich viel näher, an eine Einschränkung des Benzinverbrauches, der bei den ganz leichten Motoren noch 0,4 kg in der Pferdekraftstunde beträgt, zu denken, als an weitere Erleichterung des Motorgewichtes.

Die ersten augenfälligen Erfolge in der Luftschiffahrt sind so durch einen Überaufwand von konzentrierter

Motorleistung errungen worden; dieser hat mit dem kaum minderen Aufwand an moralischer und finanzieller Energie der neuen Bewegung einen heroischen Zug verliehen, der die Popularität ihrer Vertreter mächtig fördert. Dem gegenüber sind die Fragen, die in der vorausgegangenen, vergleichsweise kleinlichen Vorbereitungszeit fast allein die kleine Gemeinde der für die Luftschiffahrt Strebenden und Begeisterten beschäftigten, in den Hintergrund getreten. Es sind das die Fragen der Aerodynamik, deren Bedeutung für die Luftschiffahrt zwar niemals in Zweifel stand, die aber in dem Maße Beachtung gewinnen, als wirtschaftliche Erwägungen sich geltend machen und es nicht mehr angeht, bloß Rekorde in Flugdauer und Geschwindigkeit zu schaffen. Diesen aerodynamischen Fragen wollen wir unsere Aufmerksamkeit widmen.

Die Probleme, welche dabei in erster Linie zu erledigen sind, betreffen das Verhalten der Körper in freier Luft. Zumeist haben wir es mit starren Körpern unter dem Einfluß der Schwerkraft zu tun. Zu der Schwere tritt die Wirkung des Luftwiderstandes, die von der Form und der Bewegung des Körpers abhängt. Wir setzen voraus, daß die Luft in größerer Entfernung vom Körper ruht oder gleichförmig bewegt ist.

Freilich trifft das nicht immer, ja besser gesagt niemals zu. Auch große Luftmassen, die gegenüber den Abmessungen eines Luftfahrzeuges als unendlich gelten können, sind namentlich in der Nähe des Erdbodens häufig als Ganzes in beschleunigter oder verzögerter Bewegung. Im kleinen ist die Luft in der Regel voll turbulenter Bewegung, die man als innere Unruhe des Windes bezeichnet hat und in dem Wirbeln der Schneeflocken oder Sonnenstäubchen einen sinnfalligen Ausdruck findet. Im Interesse der Einfachheit der Grundlagen müssen wir trotzdem davon absehen und nehmen zudem an, daß es für den Luftwiderstand gleich ist, ob sich die Luft gegen den Körper oder umgekehrt der Körper gegen die Luft bewegt.

Der Bewegungszustand des Körpers gegen die in großer Entfernung ruhende Luft ist dann, soweit er in der Geschwindigkeit zum Ausdruck kommt, durch die Fortschritts- oder Umlaufgeschwindigkeit des Schwerpunktes und eine Drehgeschwindigkeit um eine durch den Schwerpunkt gehende Achse gegeben. Auch die augenblickliche Beschleunigung des Körpers gegen die Luft ließe sich durch eine Beschleunigung des Schwerpunktes und eine Drehbeschleunigung um eine weitere Achse durch den Schwerpunkt ausdrücken. Wir nehmen jedoch ausdrücklich an, daß die auftretenden Beschleunigungen so gering sind, daß sie den Luftwiderstand nicht mehr beeinflussen.

Wir schließen damit freilich zitternde oder auch rasch drehende Bewegungen des Körpers aus den allgemeinen Überlegungen aus.

Die Wirkung des Luftwiderstandes auf den Körper kann nun unter zweierlei Gesichtspunkten aufgefaßt werden, entweder als Gesamtwirkung auf den ganzen Körper oder als Summe von Teilwirkungen auf die einzelnen Elemente der Oberfläche. Die Gesamtwirkung, welche bei Fragen nach der Tragfähigkeit und nach dem Arbeitsaufwand zuerst in Betracht kommt, ist immer durch eine am Schwerpunkt des Körpers angreifende Kraft und ein dazu gehöriges Drehmoment bzw. Kräftepaar darstellbar, und die grundlegende Fragestellung nach dem Gesamtwiderstand lautet daher: Wie hängen die im Schwerpunkt angreifende Kraft des Luftwiderstandes und das dazu gehörige Drehmoment von der Geschwindigkeit des Schwerpunktes und der dazu gehörigen Winkelgeschwindigkeit des Körpers ab? Wie verwickelt dieses Problem ist, geht daraus hervor, daß es die Abhängigkeit der sechs Komponenten der Kraftschraube des Luftwiderstandes von den sechs Komponenten der Bewegungsschraube des Körpers in sich schließt.

Die Frage der Teilwirkungen des Luftwiderstandes auf die einzelnen Oberflächenelemente des Körpers ist für die Beurteilung der Festigkeit bzw. der Beanspruchung des Körpers durch den Luftwiderstand und die Stabilität der durch den Luftwiderstand beeinflussten Bewegung von Bedeutung; außerdem liegt in ihr der Schlüssel des tieferen Verständnisses des Luftwiderstandes. Es ist klar, daß beide Fragen ohne eine vorausgehende Theorie des Luftwiderstandes nicht gelöst werden können, und wenn wir auch, wie wir bald sehen werden, von einer voll befriedigenden Theorie des Luftwiderstandes etwa im Sinne der Maxwell'schen Theorie der Elektrizität und des Magnetismus noch weit entfernt sind, müssen wir eben mit einer unvollkommenen vorlieb nehmen und an ihrer Hand das Tatsachenmaterial ordnen.

Die erste und bis etwa 1870 unbestrittene Theorie des Luftwiderstandes stammt von Newton. Er dachte sich die gegen den Körper anströmende Luft ersetzt durch einen Hagel parallel fliegender Geschosse, die auf der Oberfläche des Körpers aufprallen, daran abgleiten und deren Stoßwirkung den Luftwiderstand ausmacht. Aus dieser anschaulichen Vorstellung ergeben sich ungezwungen eine Reihe von Gesetzen, die durch die Erfahrung ohne weiteres bestätigt werden, nämlich: 1. die Abhängigkeit des Luftwiderstandes vom Quadrat der Geschwindigkeit. Es nimmt eben sowohl die Zahl der Geschosse, als auch die Stoßwirkung des einzelnen mit der Geschwindigkeit zu; 2. die Abhängigkeit von der Luftdichte; 3. die Abhängigkeit von dem Hauptspant des Körpers oder von der Projektion des Körpers auf eine Ebene senkrecht zum Luftstrom. Außerdem ließ die Vorstellung Raum für die Einführung einer sogenannten Oberflächenreibung des Luftstromes, und endlich hatte sie den großen theoretischen Vorteil, daß sie die Einzelwirkung auf jedes Flächenelement unabhängig von den übrigen zu berechnen gestattete; diese hängt nämlich bloß von der Stellung desselben gegen den Luftstrom ab und ist dem Sinusquadrat des Stoßwinkels proportional, sie steht außerdem bei Vernachlässigung der Reibung senkrecht auf dem Flächenelement. So gibt diese Theorie für jede auftauchende Fragestellung unmittelbar einen mathematischen Ansatz und den Weg zur Lösung. Demgegenüber wollen die auf der Hand liegenden Mängel der Newton'schen Auffassung zunächst wenig bedeuten. Diese sind in der Unmöglichkeit begründet, sich eine bestimmte Vorstellung über das weitere Verhalten der Geschosse nach ihrer Stoßwirkung zu machen oder die Art und Weise zu verfolgen,

wie sie schließlich den Raum hinter dem Körper ausfüllen und auf die Rückseite desselben wirken.

Es haben auch nicht diese Mängel das Schicksal der Newton'schen Theorie, die nun ziemlich allgemein verlassen ist, besiegelt, sondern der Widerspruch mit unlegbaren Tatsachen, insbesondere des Vogelfluges.

Dieser Widerspruch äußerte sich in drei verschiedenen Weisen: 1. verlangt die Newton'sche Theorie einen unnatürlich großen Arbeitsaufwand zum Fliegen. Dieser besteht nämlich nach ihr aus zwei getrennten Teilen, der Schwebearbeit und der eigentlichen Flugarbeit. Erstere wäre nach der Newton'schen Theorie gleich dem Produkt aus dem Gewicht des Flugkörpers und der Grenzgeschwindigkeit, die der senkrecht fallende Flugkörper unter dem Einfluß von Schwere und Luftwiderstand erlangt. Diese Schwebearbeit wäre sonach unabhängig von der Fluggeschwindigkeit und würde beispielsweise bei einem Storch von 4 kg Gewicht und 0,5 qm Flügelfläche schon eine halbe Pferdekraft betragen. Dazu käme noch die mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit wachsende Flugarbeit; 2. ist nach der Newton'schen Theorie der Luftwiderstand ebener Flächen auch bei schieferm Luftstoß unabhängig von der Form ihres Umrisses, während doch die Erfahrung lehrt, daß beispielsweise langgestreckte Rechtecke, wenn sie an der Schmalseite angeblasen werden, ungleich weniger Luftwiderstand erfahren, als wenn dies an der Lange Seite geschieht. Diese für die Flugtechnik bedeutungsvolle Tatsache wurde zuerst von dem Engländer Wenham im Jahre 1866 ausgesprochen. 3. müßte die Resultante des Luftwiderstandes ebener Flächen nach Newton stets durch den Schwerpunkt gehen, während sie in Wirklichkeit bei schieferm Stoß beträchtlich gegen die angeblasene Kante vorrückt, ähnlich wie es das Avanzinische Gesetz beim Wasserstoß verlangt.

Dazu kommt, daß für ebene Flächen die nach der Newton'schen Grundanschauung abgeleitete Abhängigkeit des Luftwiderstandes vom Sinusquadrat des Luftstoßwinkels mit der Erfahrung nicht stimmt, und so ließ sich die lange festgehaltene Grundlage der Aerodynamik nicht länger verteidigen.

Man sah sich genötigt, die Luft als elastische Flüssigkeit aufzufassen, was in der Physik, insbesondere in der Aerostatik längst gang und gäbe war und in der Lehre vom Luftwiderstande bisher nur aus dem Grunde der Rechenschwierigkeit vermieden worden war. Euler hat bekanntlich die Differentialgleichungen einer bewegten Flüssigkeit in zwei Formen aufgestellt und damit eine neue freilich weniger bequeme Grundlage für die Aerodynamik geschaffen. Dabei liegt folgende Auffassung zugrunde: Jedes abgegrenzte Flüssigkeitsquantum erfährt eine doppelte Beschleunigung, einmal durch äußere Kräfte wie die Schwere, und außerdem durch die in der Flüssigkeit herrschende Druckverteilung in der Richtung des Druckgefälles. Daneben muß die Kontinuität gewahrt bleiben, d. h. das Quantum muß auch bei der durch die Beschleunigungen abgeänderten Bewegung den ihm dadurch zugewiesenen Raum ausfüllen und seine Dichte dementsprechend ändern. Zusammen mit dem Gesetz, das Dichte und Druck verbindet, bestimmen diese Forderungen den zeitlichen und örtlichen Verlauf der Bewegung und Druckänderung, sobald noch festgesetzt wird, was an den Grenzen der Flüssigkeit geschieht, z. B. daß sie an den festen Körpern (reibungslos) entlang gleitet. Ein in die Flüssigkeit getauchter Körper wird allseitig von ihr umspült, und der in ihr herrschende Druck überträgt sich senkrecht auf dessen Oberfläche. Auf diese Weise kommt die Wechselwirkung von Körper und Flüssigkeit zustande, die das Wesen des Luftwiderstandes ausmacht. Dieser Luftwiderstand ist — im Gegensatz zur Newton'schen Auffassung —

abhängig von der Beschleunigung des Körpers. Nimmt man den einfachen Fall einer stationären Bewegung, so fällt der Einfluß der Beschleunigung fort, und dann zeigt sich, daß die auf den Körper senkrecht übertragenen Druckkräfte, von einer wichtigen, später zu besprechenden Ausnahme abgesehen, wohl noch ein Drehmoment, aber keine Resultante mehr besitzen; ein solches Medium würde also — aller Erfahrung zum Trotz — keinen Widerstand gegen das gleichförmige Verschieben ausüben, sondern nur den Körper zu drehen bestrebt sein. Im übrigen würde sich die Abhängigkeit des geweckten Luftwider-

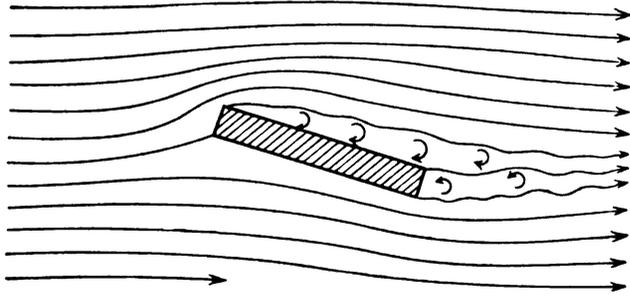


Fig. 1.

Entstehung von Diskontinuitätsflächen an den Kanten eines Körpers im Luftstrom.

standes von der Form und dem Bewegungszustand insofern verhältnismäßig einfach ergeben, als diese Abhängigkeit nur eine endliche Zahl (bei einem Körper beliebiger Form immerhin noch 15) von Parametern enthält und daher durch eine endliche Zahl von Versuchen zu bestimmen wäre. Die rein rechnerische Ermittlung dieser Parameter, obwohl prinzipiell möglich, ist praktisch undurchführbar. So leistet also der Eulersche Ansatz, dessen Folgerungen für unser Problem hauptsächlich Kirchhoff und Lord Kelvin gezogen haben, auch wenn alle analytischen Schwierigkeiten überwunden wären, nicht das, was von ihm zu erwarten ist. Durch Einführung der inneren Reibung im Sinne von Stokes kommt man nicht viel weiter, da durch sie wohl eine der konstanten Bewegung widerstehende Kraft herauskommt, die aber weder vom Quadrat der Geschwindigkeit abhängt, noch mit dem Querschnitt des Körpers proportional wächst. Trotzdem läßt sich der Eulersche Ansatz so abändern, daß er mit den empirischen Gesetzen des Luftwiderstandes in Einklang zu bringen ist. Das ist Helmholtz durch Einführung der Diskontinuitätsflächen gelungen. Man muß nur die bisher implizite festgehaltene Forderung aufgeben, daß benachbarte Luftteilchen immer benachbarte Geschwindigkeit haben, und zulassen, daß längs gewisser Flächen, die von der Oberfläche des Körpers fahnenartig abzweigen, endliche Geschwindigkeitsdifferenzen vorkommen. Die Einführung solcher Flächen ist schon darum notwendig, weil das einfache Umfließen des Körpers an allen Kanten und Ecken der Oberfläche unendliche große Geschwindigkeiten zur Folge hätte, die sich in unbegrenzter Verminderung des Druckes an solchen Stellen und in daraus folgender Lösung des Zusammenhanges der Flüssigkeit äußern würde. Das wirkliche Vorkommen solcher Diskontinuitätsflächen läßt sich auf experimentellem Wege nachweisen (Fig. 1). Es sind das aber äußerst instabile Gebilde, welche flatternden Fahnen gleichen, die sich bald an die Oberfläche des Körpers anlegen, bald sich von ihr entfernen, wobei sie eine ganz unregelmäßige Bewegung des Mediums auf der Rückseite des Körpers einleiten, deren lebendige Kraft schließlich in zahllose Wirbel umgesetzt und in Wärme verwandelt wird. Während die lebendige Kraft der Strömung eines durch die ursprünglich ruhende Luft gleichförmig ge-

zogenen und von ihr stetig umflossenen Körpers nur einmal bei Beginn der Bewegung erzeugt wird und dann dauernd erhalten bleibt, so daß kein weiterer Aufwand an Arbeit zur Fortbewegung mehr erforderlich ist, wird bei diskontinuierlicher Bewegung, auch wenn sie gleichmäßig erfolgt, andauernd wirbelnde oder mindestens neubewegte Luft erzeugt, deren Bewegungsenergie, ohne daß sie sich in Druck umsetzt, infolge innerer Reibung gebremst wird. Dementsprechend findet bei stetig umflossenen Körper kein Bewegungswiderstand statt, wohl aber bei unstetig umflossenen, und zwar um so mehr, je mehr Wirbel nutzlos erzeugt werden. Auf solche Weise läßt sich das Auftreten des Luftwiderstandes und die Zunahme mit dem Quadrat der Geschwindigkeit an einem mit Ecken und Kanten behafteten Körper aus der von Helmholtz modifizierten Eulerschen Theorie erklären. Neuerdings hat nun Prandtl (Über Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung. Heidelberger Kongreßverhandl. 1904, S. 484) die Bildung von Diskontinuitätsflächen auch an gerundeten Körpern, an denen die stationäre Strömung nirgends unendliche Geschwindigkeit aufweisen würde, plausibel gemacht und damit das Auftreten eines Widerstandes auch in solchen Fällen theoretisch gerechtfertigt. Er nimmt dabei an, daß die innere Reibung der Luft nur an der Körperoberfläche und an Diskontinuitätsflächen mit endlicher Geschwindigkeitsdifferenz auf beiderlei Seiten zu berücksichtigen sei. Die an der Oberfläche des Körpers haftende, wenig bewegte Schicht wird von den Stellen höheren Druckes an der Stoßseite des Körpers allmählich gegen jene niederen Druckes an den Flanken getrieben und folgt willig der damit verbundenen Beschleunigung.

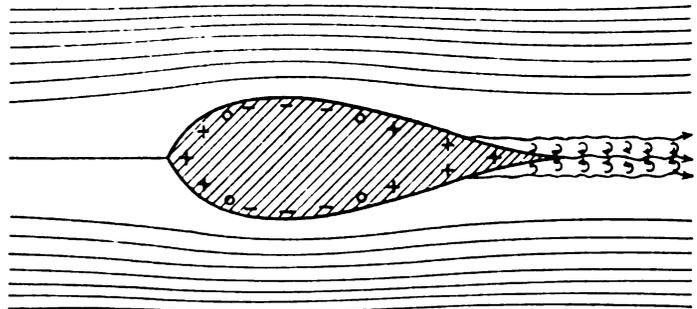


Fig. 2.

Strömung um einen fischförmigen Rotationskörper.
Die Vorzeichen bedeuten Über- bzw. Unterdruck.

Sobald diese Schicht aber beim Übergang von den Flanken gegen die Rückseite des Körpers wieder an Stellen höheren Druckes gerät und einer Verzögerung unterliegt, weicht sie seitlich aus und gibt Anlaß zum Auftreten einer in die Strömung eingreifenden Diskontinuitätsfläche mit den schon erörterten Folgen für den Luftwiderstand (Fig. 2). Gleichzeitig mit der dabei eintretenden Änderung des Bewegungszustandes auf der Rückseite des Körpers vermindert sich dort der Druck gegenüber dem Betrag, den er beim glatten Umfließen erreichen würde, und es entsteht der den Luftwiderstand erzeugende Drucküberschuß auf der Vorderseite des Körpers.

Fassen wir nochmals zusammen, was auf Grund der Eulerschen Hypothese im Zusammenhang mit einer ziemlichen Dosis von Erfahrungstatsachen über das Verhalten der Luft gegenüber gleichförmig bewegten Körpern zu sagen ist. Die zuströmende Luft wird an der Vorderseite des Körpers gestaut, sie verliert an Geschwindigkeit und gewinnt an Druck, der sich auf den Körper überträgt. An gewissen Stellen ist die Luft gegenüber dem Körper in Ruhe. Dort tritt der größte Druck auf; dort teilt sich die Luft und umfließt den Körper, wobei die Ge-

schwindigkeit über das Maß der ursprünglichen wächst und der Druck unter den der unbewegten Luft sinkt. Je nach der mehr oder minder glatt verlaufenden Form tritt auf der Rückseite des Körpers ein verschieden ausgedehnter Schweif von unregelmäßig bewegter Luft auf, der sich hinten zuspitzt und allmählich wieder in den regelmäßig bewegten Luftstrom einordnet. An den Stellen, wo der Schweif an den Körper grenzt, herrscht gegenüber der Vorderseite variabler Unterdruck, der mit dem Überdruck auf der Vorderseite den Hauptteil des Luftwiderstandes ausmacht. Neben diesem geht eine mehr nebensächliche Oberflächenwirkung, also eine in jedem Flächenelement wirkende parallel zur Tangentialebene gerichtete Kraft einher, die zum Teil der Luftreibung im engeren Sinne, zum größeren Teil aber der an den Unebenheiten der Oberfläche unterhaltenen Turbulenz der benachbarten Luftschichten ihre Anregung verdankt.

Wie unsicher und unvollständig auch diese theoretische Grundlage erscheint und wie wenig quantitative Schlüsse aus ihr zu ziehen sind, so gibt sie doch schon wichtige Fingerzeige für die Verminderung der passiven Widerstände. Sie erklärt, daß man durch bloße Zuspitzung des Vorderendes eines Flugkörpers, z. B. eines Lenkballons, allein nicht den Widerstand beliebig herabsetzen kann, wie nach der Newtonschen Theorie anzunehmen wäre, sondern daß die Formgebung der Rückseite, wo die eigentliche Quelle des Widerstandes zu suchen ist, wichtiger ist. Die günstige Wirkung der Fischform wird durch sie durchaus verständlich (S. Fig. 2). Auf Grund dieser Anschauung wird man auch nicht geneigt

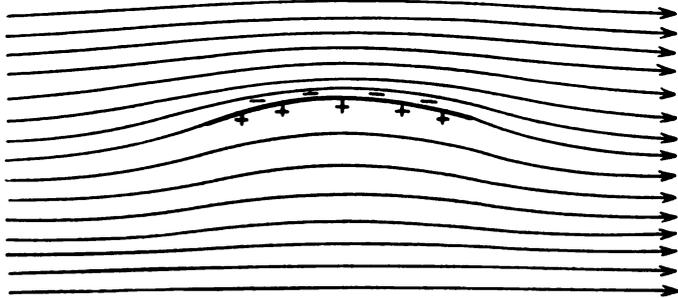


Fig. 3.

Stetige Strömung in der Umgebung einer gebogenen an der Langseite angeblasenen Platte. Die Vorzeichen + — bedeuten Über- bzw. Unterdruck.

sein, die hindernde Wirkung der Takelung eines Luftschiffes, die sogar bei dem Zeppelinischen noch mindestens ein Drittel vom reinen Widerstand des glatten Ballonkörpers beträgt, zu unterschätzen.

Aber auch für die aktive Wirkung des Luftwiderstandes, die in der Hebewirkung der Tragflächen von Drachentragern ihren augenfälligsten Ausdruck findet, liefert die hydrodynamische Theorie bemerkenswerte Gesichtspunkte. Ich erwähnte schon, daß die Newtonsche Theorie sehr große Arbeitsaufwände für Hebewirkungen fordert, die mit der Erfahrung nicht in Einklang stehen. Die hydrodynamische Theorie zeigt uns nun, daß so wie ein idealer Fall gleichförmiger Bewegung ohne schädlichen Luftwiderstand denkbar, ja theoretisch sogar die Regel ist, diese widerstandslose Bewegung auch noch mit einer Hebewirkung verknüpft sein kann, also ein dauerndes Schweben eines schweren Körpers in gleicher Höhe in der Luft ohne Arbeitsaufwand im Idealfalle wenigstens keinem inneren Widerspruch begegnet. Diese mit den Kirchhoffschen Ergebnissen über die Bewegung eines Körpers in einer vollkommenen Flüssigkeit schwer zu vereinigende Behauptung ist erst in letzter Zeit mit Erfolg aufgestellt worden. Vor sieben Jahren hat M. Kutta,

angeregt durch die Versuche Lilienthals, die Formeln für eine Strömung aufgestellt, welche eine rechteckige, quer zur Langseite schwach zylindrisch gebogene, lange und schmale Platte hervorruft, wenn sie in horizontaler Richtung parallel zur Sehne des gebogenen Querschnittes durch die Luft bewegt wird (Auftriebskräfte in strömenden Flüssigkeiten, Ill. aeron. Mitteil. 1902, S. 133). (Fig. 3.) Es tritt dabei keinerlei Diskontinuität auf, und dementsprechend ist auch kein dauernder Arbeitsaufwand für die Bewegung nötig. Aber dennoch erfährt die Platte einen Auftrieb senkrecht zur Sehne des Querschnittes und damit zur

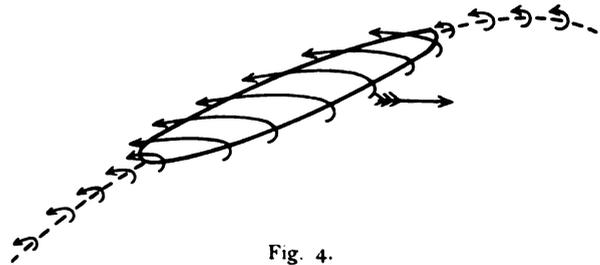


Fig. 4.

Strömung in der Umgebung einer horizontal fliegenden Platte, wobei der wirbelnde Teil der Strömung durch Pfeile angedeutet ist.

Richtung der Bewegung. Die Größe dieses Auftriebes steht mit dem Experiment wohl in Einklang. Neuerdings hat Lanchester (Aerial Flight, 1. Bd.) unabhängig davon eine Reihe ähnlicher, wenn schon weniger schlagender Beispiele aufgefunden und zugleich den schon von Kutta angegebenen Grund neu aufgedeckt, warum für solche Fälle die Argumentation von Kirchhoff, wonach bei gleichförmiger kontinuierlicher Bewegung ein Widerstand nicht entsteht, versagt. Kirchhoff setzt nämlich stillschweigend voraus, daß der Raum, in dem sich die Luft befindet, durch den hindurch bewegten Körper nicht unterteilt wird oder, mathematisch ausgedrückt, von einfachem Zusammenhange bleibt. Bewegt sich nun ein sehr langgestreckter Körper quer zu seiner Längsausdehnung durch die Luft, so unterteilt sich der Luftraum in dem Sinne, daß er praktisch zweifach zusammenhängend wird, kreisende Bewegungen der Luft um den Querschnitt des Körpers daher viel natürlicher verlaufen und ein Umfließen des Längsschnittes als nahezu ausgeschlossen erscheint. Solche kreisende Bewegungen führen aber im Zusammenhang mit der fortschreitenden Bewegung nach einem von N. Joukovsky ausgesprochenen Satz stets zu einer Auftrieb Wirkung senkrecht zur fortschreitenden Bewegung. Auf der Oberseite der Platte vermehrt nämlich die kreisende Bewegung die fortschreitende, dort haben wir große Geschwindigkeiten und dementsprechend geringen Druck. Auf der Unterseite wirken beide Bewegungen gegeneinander, und es entstehen kleine Geschwindigkeiten mit großem Druck. Das Ergebnis ist ein Überdruck nach oben. Da er senkrecht zur Bewegungsrichtung ist, leistet er keine Arbeit und sein Auftreten bei der ohne Arbeitsaufwand unterhaltenen Bewegung bedeutet daher auch keinen Widerspruch mit dem Gesetz von der Erhaltung der Energie. Der ganze Vorgang läßt noch eine andere, sehr anschauliche Auffassung zu. Die kreisende Luftbewegung um die Querschnitte des Körpers bildet einen Wirbel, dessen Drehachse sich in der Längsrichtung des Körpers erstreckt. Diese Wirbelachse setzt sich immateriell über die beiden Enden des Körpers hinaus, und zwar bogenförmig nach rückwärts fort und müßte in einem reibungslosen Medium in zwei Punkten die Erdoberfläche erreichen (Fig. 4). Wirbel in einem reibungslosen Medium sind nun unzerstörbare Gebilde. Einmal erzeugt, pflanzen sie sich in alle Ewigkeit fort, eine Eigenschaft, die bekanntlich Lord Kelvin veranlaßte, die materiellen Atome als

Wirbel des Äthers aufzufassen. Auf einem solchen einmal erzeugten Wirbel reitet nun gewissermaßen die Platte horizontal weiter und wird dabei vom Wirbel getragen.

Selbstverständlich treten bei dieser Bewegung, wenn sie von einem wirklichen Flugorgan erzeugt wird, allerlei hindernde Widerstände auf, insbesondere sorgt die innere Reibung der Luft für ein allmähliches Erlöschen des Wirbels, der dann mit einem gewissen Arbeitsaufwand weiter unterhalten werden muß, allein dieser Arbeitsaufwand hat nicht, wie auf Grund der Newtonschen Theorie anzunehmen war, eine unüberschreitbare untere Grenze. Es bleibt stets die Hoffnung, ihn durch geschickte Anordnung weiter zu verringern.

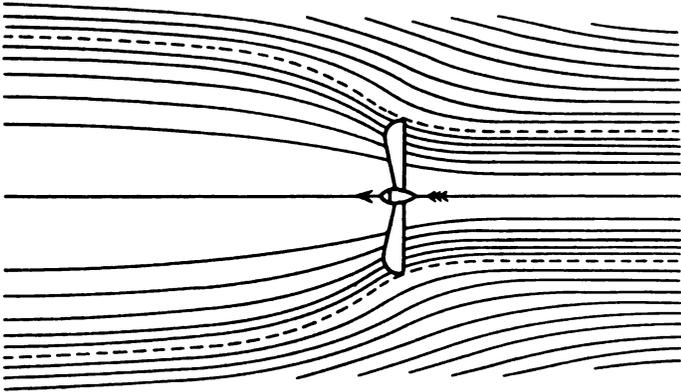


Fig. 5.

Strömung in der Umgebung einer Vortriebsschraube. Die punktierte Linie begrenzt die mit der Schraube in unmittelbare Berührung kommenden Luftmassen. Der Abstrom hinter der Schraube ist gewunden.

Als praktische Regel für die Ausführung von Flugmaschinen ergibt sich aus dieser Anschauung die möglichste Vermeidung von Hindernissen auf der Oberseite der Tragflächen, im stärker bewegten Luftstrom, während solche auf der Unterseite weniger störend sind.

Die hydrodynamische Theorie des Luftwiderstandes läßt sich zwanglos zu einer Theorie der Luftschrauben erweitern, wenn man die von Rankine geschaffene Grundlage der Theorie der Schiffsschraube benutzt. Man hat dabei den Vorteil, daß die Voraussetzungen der Theorie bei den Luftschrauben wesentlich strenger erfüllt sind als bei den Schiffsschrauben. Man setzt, durch die Erfahrung berechtigt, voraus, daß die Schraube hinter sich einen zylindrisch begrenzten Reaktionsstrahl erzeugt, dessen lebendige Kraft durch dauernden Arbeitsaufwand zu unterhalten ist, und dessen Stoßwirkung in Richtung der Schraubenachse den Vortrieb liefert. Die durch Einwirkung eines Torsionsmomentes auf die Schraube übertragene Arbeit bewirkt eine Verdrehung des Reaktionsstrahles (Fig. 5). Dem frei sich entwickelnden Vorstrom und dem verwundenen Reaktionsstrahl muß sich die Form der Schraubenflügel anpassen. Freilich sind wir auch hier von einer mathematisch strengen Lösung des zugehörigen Strömungsproblems noch weit entfernt und die Näherungen, die man bislang zu benutzen genötigt war, liefern keine quantitativen Resultate, sondern nur die rohe Form der Abhängigkeit der maßgebenden Größen voneinander und erst Versuche können den entwickelten Formeln einen praktisch verwertbaren Inhalt geben.

Vor ähnliche Verhältnisse sind wir durch Annahme der Eulerschen Grundlage der Aerodynamik allenthalben gestellt. Während auf Grund des Newtonschen Ansatzes für jedes Problem der Weg zur rechnerischen Lösung vorgezeichnet war, sind wir nunmehr fast stets zur Entscheidung durch das Experiment gedrängt und die tiefere Einsicht, welche uns die neue Grundlage in das Wesen der aerodynamischen Vorgänge verschaffte, hat uns die

Notwendigkeit neuer Versuche aufs klarste erwiesen. Die Unentbehrlichkeit des Experimentes gilt in noch höherem Maße dort, wo uns jegliche theoretische Grundlage fehlt, wie bei schwirrenden, flatternden oder ähnlichen unregelmäßigen Vorgängen.

Versuchsergebnisse liegen nun freilich in großer Zahl bereits vor, aber bei kritischer Sichtung bleibt wenig Unanfechtbares übrig. Zweifellos ist ein sehr großer Teil der Versuche durch falsche Grundanschauungen, sei es in ihrer Anordnung, sei es bei ihrer Auswertung, gestellt. Insbesondere hat die Folgerung aus der Newtonschen Theorie, daß die Luftwiderstände der einzelnen Teile eines Körpers unabhängig von einander seien und sich infolgedessen mittels gewisser noch aufzufindender Elementargesetze aus den Luftstoßwinkeln gegen die einzelnen Oberflächenelemente berechnen lassen, viele Forscher ins Irre geführt. Ich will versuchen, die Gesetze namhaft zu machen, welche nach unserem jetzigen Stande der Kenntnis als empirisch und theoretisch genügend gestützt gelten können und eine relativ sichere Basis für neue Versuche abgeben. Zunächst das Gesetz von der Proportionalität des Luftwiderstandes mit der Luftdichte, dem Quadrat der Relativgeschwindigkeit zwischen Körper und Luft in größerer Entfernung bei paralleler Bewegung des Körpers gegen die Luft und die Proportionalität mit der dem Winde zugekehrten Querschnittsfläche bei ähnlich gestalteten Körpern.

Mit verhältnismäßig geringen, sehr naheliegenden Verallgemeinerungen folgt daraus das Gesetz der Ähnlichkeit der Bewegungen von Körpern in Luft, welches mit Rücksicht auf die nirgend auszuschaltende Schwere und unter Vernachlässigung der Oberflächenreibung folgendermaßen formuliert werden kann. Bei n -facher Vergrößerung der Lineardimensionen wächst das Gewicht n^3 mal, die Querschnitte n^2 mal. Damit der Luftwiderstand in gleichem Maße wie das Gewicht wachse, muß die Geschwindigkeit, deren Quadrat er außer den mit n^2 zunehmenden Querschnitten proportional wird, mit \sqrt{n} wachsen, was im Zusammenhang mit den n -fach vergrößerten Lineardimensionen einer \sqrt{n} -fach vergrößerten Zeit gleichkommt. Die zur Überwindung des Luftwiderstandes aufzuwendende sekundliche Arbeit ist gleich dem

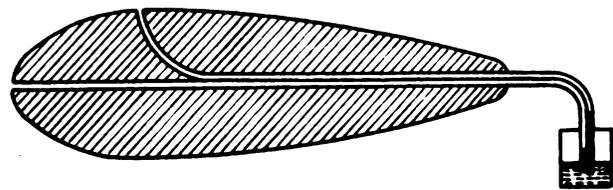


Fig. 6.

Manometrische Methode zur Vergleichung des Luftwiderstandes auf verschiedene Teile des Körpers.

Produkt aus Luftwiderstand und Geschwindigkeit und wächst daher mit $n^{7/2}$. In diesen Formulierungen, deren Bedeutung für den Schiffbau und Schifffahrt Froude zuerst erkannte, steckt eine noch wenig ausgebeutete Quelle von fruchtbaren Experimentaluntersuchungen mittels Modellen.

Wir wollen nun die hauptsächlichsten empirischen Methoden und Versuchsanordnungen, sowie deren Fehlerquellen kurz besprechen. Für die Untersuchung der Teilwirkung des Luftstromes auf eine bestimmte Stelle der Oberfläche gibt es ein prinzipiell einfaches manometrisches Verfahren. Der betr. Körper wird an der zu untersuchenden Stelle mit einer feinen Öffnung versehen, an welche sich eine durch das Innere erstreckende Rohrleitung anschließt, die auf der Rückseite aus dem Körper heraustritt und zu einem feinen Manometer führt (Fig. 6).

(Schluß folgt.)

Konstruktionsprinzipien der Motoren für Flugapparate.

Von Ansbert Vorreiter.

Der Motor ist unstreitig das wichtigste Organ unserer heutigen dynamischen Luftfahrzeuge. Mangels eines im Verhältnis zur Kraftleistung leichten Motors hat es so lange gedauert, bis es unserer Technik möglich war, brauchbare Flugapparate zu bauen. Hätte Kreß vor 15 Jahren einen leichten Motor zur Verfügung gehabt, so würde schon damals ein brauchbarer Drachenfieger geschaffen worden sein. Den leichten Motor verdanken wir dem Automobil, und manche Automobilmotoren werden ohne weiteres als Flugmotoren verwendbar, resp. es läßt sich durch Fortlassung und Vereinfachung vieler Teile das Gewicht mancher Automobilmotoren so verringern, daß sie geeignete Flugmotoren abgeben. Jedoch ist nicht das geringste Gewicht das erstrebenswerte Ziel beim Flugmotor, sondern vor allem absolute Betriebssicherheit. Diesem Erfordernis steht teilweise die Verringerung des Gewichtes entgegen. Ein anderer wichtiger Faktor, der heute vielfach nicht genügend beachtet wird, ist der erschütterungsfreie Lauf des Motors. Dieser wird erreicht durch einen guten Massenausgleich der in Bewegung befindlichen Motorteile und durch eine gleichmäßige Verteilung der Arbeitsperioden, d. h. gleichen Winkelabstand der Zündungen. Bei einem frei von Erschütterungen laufenden Motor kann man den Flugapparat selbst leichter bauen, da die Beanspruchung der Konstruktionsteile des Flugapparates durch die Erschütterung nicht zu unterschätzen sind. Leider werden dieselben jedoch vielfach unterschätzt, und hierauf dürfte mancher der Unfälle, die beim Fliegen vorgekommen sind, wie Reißen von Spanndrähten u. dgl., zurückzuführen sein. Auch Schraubenbrüche werden bei einem Motor mit ungleichmäßig verteilten Explosionen oder beim Aussetzen von Zündungen leichter vorkommen. Ebenso bei einem Motor mit einem schlechten Massenausgleich, weil dabei die Kurbelwelle in Schwingungen geraten kann, die sich beim direkten Antrieb der Schraube mitteilen.

Im nachstehenden soll auf die Konstruktionsprinzipien der Flugmotoren, die meist auch für Luftschiffmotoren in Betracht kommen, näher eingegangen werden, wobei vorausgesetzt wird, daß die Konstruktionen der normalen Explosions- und Verbrennungsmotoren, speziell der Automobilmotoren, bekannt sind.

In dem Erfordernis eines geringen Gewichtes im Verhältnis zur Leistung ist gleichzeitig die Anforderung eines geringen Brennstoffes und Ölverbrauches pro Pferdekraftstunde enthalten; denn da es heute meist nicht mehr darauf ankommt, eine Maschine überhaupt zum Fliegen zu bringen, wenn auch nur für kurze Zeit, sondern Maschinen für praktische Zwecke zu konstruieren sind, ist mit einem Betrieb von mehreren Stunden zu rechnen. Hierbei würde, wie sich rechnerisch leicht nachweisen läßt, ein im Verhältnis zur Leistung sehr leichter Motor mit hohem Brennstoff- und Ölverbrauch inkl. des Gewichtes des verbrauchten Brennstoffes und Öles auf die Pferdekraftstunde mehr wiegen als ein schwererer Motor mit geringstem Brennstoff- und Ölverbrauch. Der Ölverbrauch kommt hierbei allerdings weniger in Betracht, weil die Ölmenge im Verhältnis zur Brennstoffmenge sehr gering ist und bei einem guten Motor höchstens den zehnten Teil beträgt. Als günstigsten Wert bezüglich Brennstoffverbrauches kann man 250 g pro PS-Std. annehmen, der bei Flugmotoren nicht erreicht ist.

Zu dem Gewicht und günstigen Brennstoff- und Ölverbrauch kommt die Forderung der absoluten Betriebssicherheit. Diese Betriebssicherheit ist für einen Flugmotor

weit wichtiger und notwendiger wie z. B. für einen Automobil- oder Bootsmotor, selbst noch wichtiger wie für einen Luftschiffmotor, weil beim Flugmotor während des Betriebs außer der Schmierung nichts für die Inbetriebhaltung vorgenommen werden kann und ein Stillstehen des Motors oder auch nur die verringerte Leistung zu einer Katastrophe führen kann, unbedingt aber zum Landen zwingt. Als Beispiel seien die beiden von Latham versuchten Kanalfüge erwähnt. Beide Male fiel Latham mit seinem Drachenfieger ins Meer infolge Störungen am Motor bzw. infolge schlechter Vergasung und hätte leicht untergehen können, wenn starker Wellenschlag gewesen wäre oder kein Schiff zu seiner Rettung in seiner Nähe war. Aber auch am Lande kann ein Versagen des Motors zu einer Katastrophe führen, wenn ein solcher

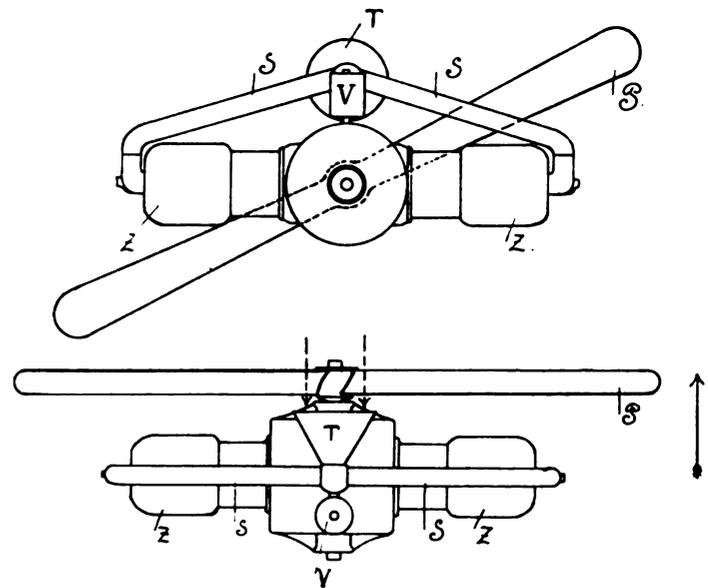


Fig. 1 und 2.

Schematische Darstellung eines Flugmotors mit Vergaser, bei welchem der Luftereinlaß trichterförmig erweitert ist.
V = Vergaser, T = Luftereinlaß, S = Gaszuführung nach den Zylindern
= Z; P = Propeller.

Defekt über oder vor Hindernissen, wie Felsen, Häusern, Flüssen usw., stattfindet.

In mancher Beziehung liegen die Verhältnisse bezüglich der Betriebssicherheit beim Flugmotor günstiger als z. B. beim Automobilmotor, in anderer Hinsicht wieder ungünstiger. So können beim Flugmotor Störungen an der Vergasung weniger leicht vorkommen, soweit dieselben auf Verstopfungen der Düse durch aus der Luft angesaugte Staubteilchen u. dgl. zurückzuführen sind, da die Flugmaschinen sich meistens über den Staubwolken befinden. Andererseits kommt erschwerend für den Flugmotor in Betracht, daß er dauernd seine Höchstleistung hergeben muß, während dies beim Automobilmotor nur vorübergehend der Fall ist. Dieser Umstand ist aber für den Flugmotor insofern vorteilhaft, als die Organe zur Regulierung des Motors einfacher und leichter werden, und der Fortfall der Regulierfähigkeit und Dehnbarkeit in der Leistung und Tourenzahl macht es möglich, durch entsprechende Dimensionierung des Kompressionsraumes, der Steuerungsorgane und Vergaser bei großer Einfachheit eine Höchstleistung im Verhältnis zum Zylindervolumen und Brennstoffverbrauch zu erreichen, wie es bei einem

Automobilmotor, der in sehr weiten Grenzen bezüglich Drehmoment und Tourenzahl dehnbar sein muß, nicht zu erreichen ist. In dieser Hinsicht werden die günstigen Umstände für den Flugmotor von den meisten Konstrukteuren noch nicht voll ausgenutzt, und hierfür sind die folgenden Ausführungen von Wichtigkeit.

Bekanntlich sind bisher alle Versuche fehlgeschlagen, für Automobilzwecke einen Zweitaktmotor zu konstruieren. Man konnte sich also die sehr erstrebenswerten Vorteile des Zweitaktmotors, wie die einfache Konstruktion, das geringe Gewicht und das gleichmäßige Drehmoment im Verhältnis zur Zylinderzahl, nicht zunutze machen, eben weil es nicht möglich ist, einen in weiten Grenzen bezüglich Leistung und Tourenzahl dehnbaren Zweitaktmotor zu konstruieren. Die Gründe hierfür sollen in einem späteren Aufsatz, der die Zweitaktmotoren näher behandelt, auseinandergesetzt werden. Da diese Regulierfähigkeit für Flugmotoren aber nicht erforderlich ist, eignet sich der Zweitakt sehr gut für Flugapparate; es sollen jedoch in folgendem die besonderen Verhältnisse des Zweitaktes nicht näher berücksichtigt werden, da zurzeit erst ein einziger Flugmotor (System Grade) in Zweitakt arbeitet. Alle übrigen, heute benutzten Flugmotoren sind Explosionsmotoren nach dem Viertaktverfahren.

Von den besonderen Verhältnissen, die für den Flugmotor in Betracht kommen, ist noch der wechselnde bzw. abnehmende Luftdruck zu beachten, unter dem der Motor in größeren Höhen arbeitet. Solange die Drachenflieger noch in geringer Höhe flogen, kam dieser Einfluß kaum in Betracht, wohl dagegen bei Luftschiffen. Jetzt aber, nachdem durch den Rekordflug Hubert Latham's in über 1000 m Höhe bewiesen ist, daß der Drachenflieger imstande ist, dieselben Höhen zu erreichen wie Motorluftschiffe, muß dies bei der Konstruktion beachtet werden. Wenn auf der Erde der Luftdruck 760 mm beträgt, so ist derselbe in 1000 m Höhe nur noch 670 mm, also um 90 mm geringer. Betrachten wir daher etwas näher den Einfluß der Luftverdünnung, so finden wir, daß dieselbe ebenso wirkt wie eine Drosselung des Gasgemisches, d. h. die angesaugte Luft- und Brennstoffmenge ist geringer und dementsprechend die Leistung. Bei Motoren für Luftfahrzeuge, die dem Höhenflug dienen sollen, läßt sich diesem Nachteil in gewisser Hinsicht begegnen; einmal, indem die Öffnungen für den Lufteintritt in den Vergaser trichterförmig erweitert und nach vorn gerichtet werden, wodurch also die Luft infolge der Flugeschwindigkeit mit einem höheren Druck, als dem Barometerstand entspricht, in den Vergaser und den Zylinder strömt, und weiter, indem der Kompressionsraum auf das geringste verkleinert, also die denkbar höchste Kompression, angewendet wird, d. h., indem man bis zur Grenze geht, die durch die Selbstentzündung das Gas-

gemisches durch die Kompressionswärme gegeben ist. Damit diese Selbstentzündung beim Fliegen in geringer Höhe, also beim normalen äußeren Luftdruck, nicht stattfindet, wird der Motor etwas gedrosselt, muß also so dimensioniert sein, daß er gedrosselt die notwendige Leistung hergibt. Beim Höhenflug wird dann die Drosselung aufgehoben, so daß dann trotz des geringeren äußeren Luftdruckes die gleichhohe Kompression und demnach gleiche Leistung erreicht wird wie beim Flug in geringer Höhe mit gedrosseltem Motor. Fig. 1.

Hierbei muß auch der Einfluß der geringeren Luftdichte auf den Flugapparat selbst beachtet werden; um das gleiche Gewicht zu tragen, muß bei geringerem Luftdruck entweder die Geschwindigkeit des Drachenfliegers vermehrt oder der Einfallwinkel bzw. die Krümmung der Tragflächen verändert werden. Der Widerstand, den die Schraube in der dünneren Luft findet, ist natürlich auch geringer; ihre Tourenzahl nimmt daher von selbst zu. Der schädliche Widerstand des Drachenfliegers wird ebenfalls geringer. Wenn auch alle diese Umstände noch nicht eingehend untersucht sind, so darf man doch folgern, daß zum Fluge in größerer Höhe (geringem Luftdruck) dieselbe Kraftleistung oder noch höhere, keinesfalls eine geringere erforderlich ist als zum Flug dicht über der Erde (hohem Luftdruck).

Nach diesen allgemeinen Erörterungen wenden wir uns den besonderen Bedingungen des Flugmotors zu und besprechen zunächst die Mittel zur Verringerung des Gewichtes im Verhältnis zur Leistung. Das nächstliegende Mittel hierzu ist, das Schwungrad zu ersparen, das beim vielzylindrigen Automobilmotor noch notwendig ist. Man muß daher die Anzahl der Zylinder vermehren, wenn man nicht die Schraube als Schwungrad benutzen kann, was nur bei direktem Antrieb der Schraube möglich ist, d. h. Befestigung der Schraube auf der Kurbelwelle. Durch die Vermehrung der Zylinder können noch folgende Vorteile erreicht werden: einmal ein sehr gleichmäßiges Drehmoment und zweitens ein sehr guter Massenausgleich und Vermeidung der Kippmomente. Wie groß der Unterschied in der Gleichmäßigkeit des Drehmomentes zwischen einem Vierzylinder-Automobilmotor und einem Achtzylinder-Luftschiffmotor ist, zeigen die nachstehenden Fig. 3 und 4. Beim Vierzylinder steigt die Leistung während zweimal vier Umdrehungen von Null bis zu einem Maximum. Beim Achtzylinder variiert die Leistung nur um nicht ganz den halben Betrag der gleichen Maximalleistung, und zwar tritt diese erheblich geringe Schwankung viermal während einer Umdrehung auf. Aus diesem Grunde findet der vielzylindrige Motor, namentlich der Achtzylindermotor, in der V-förmigen Anordnung der nachstehenden Fig. 5 u. 10 immer mehr Aufnahme in der Luftschiffahrt. Es scheint, daß sich diese zuerst von Leva-

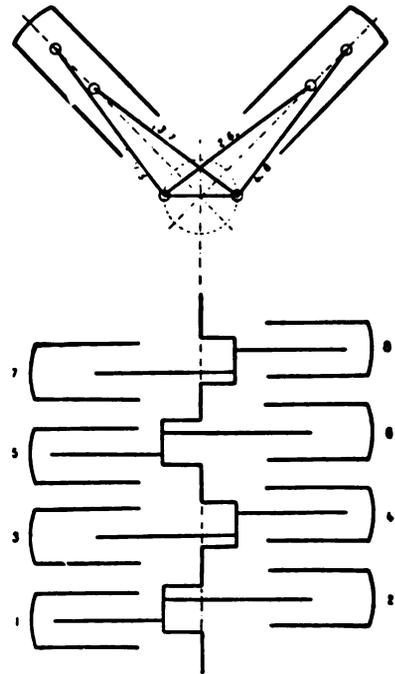


Fig. 5.
V-förmige Anordnung der Zylinder beim Achtzylindermotor.

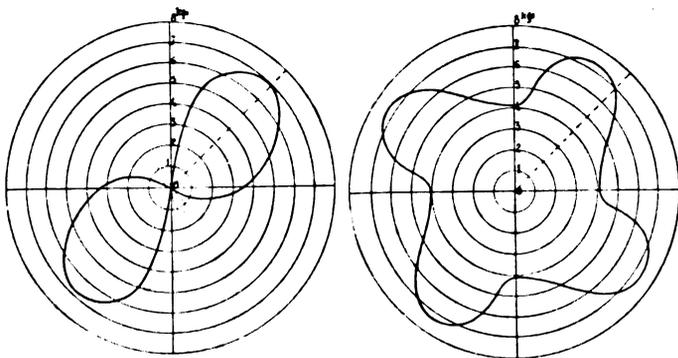


Fig. 3. Graphische Darstellung des Drehmoments beim Vierzylinder.
Fig. 4. Graphische Darstellung des Drehmoments beim Achtzylinder.
Bei gleichmäßigem Winkelabstand der Zündungen.

vasseur gebaute Type als Standarttype für Luftfahrzeuge entwickelt, wie der Vierzylinder als Automotormotor.

Bei gleicher Anzahl der Zylinder wird bei der V-förmigen Anordnung, gegenüber der Reihenanordnung, die Kurbelwelle nur etwa $\frac{2}{5}$ so lang und man erspart nicht nur am Gewicht der Kurbelwelle, sondern auch an dem entsprechend kürzeren Kurbelgehäuse. Am größten wird die Gewichtersparnis an diesen Teilen bei der sternförmigen Anordnung der Zylinder. Diese Anordnung wird meist bei Motoren mit rotierenden Zylindern angewandt. Bei Motoren mit feststehenden Zylindern ist die Olung schwierig, wenn man nicht die Kurbelwelle vertikal anordnet, so daß alle Zylinder in einer horizontalen Ebene liegen. In diesem Falle muß man die Kraft mittels konischer Zahnräder auf die horizontale Propellerwelle übertragen, was nicht immer zugänglich ist, und daher dürfte sich diese, zuerst von Farcot angegebene Sternanordnung, abgesehen von Motoren mit rotierenden Zylindern, kaum einführen. Bei nur einem Kurbelzapfen muß die Anzahl der Zylinderzahl ungrade sein, um gleiche Zündabstände zu erhalten, also 3, 5 oder 7 Zylinder. Bei zwei Kurbelzapfen können 6 oder 10 Zylinder vorhanden sein. Fig. 5, 6, 7.

Esnault Pelterie entwickelte aus der sternförmigen Anordnung die fächerförmige Anordnung der Zylinder, indem er die drei unteren Zylinder nach oben klappte, so daß sie zwischen die vier oberen Zylinder zu stehen kommen. (Fig. 8) Um einen guten Massenausgleich und einen gleichmäßigen Zündabstand zu erreichen, ist dann eine doppelt gekröpfte Welle notwendig, so daß also statt des einen Kurbelzapfens der Sternmotoren zwei Kurbelzapfen vorhanden sind. Für sieben Zylinder wird dann die Kurbelwelle und das Gehäuse derselben nur etwa $\frac{2}{3}$ so lang wie für einen Vierzylindermotor mit in einer Reihe angeordneten Zylindern, die vier Kurbelzapfen erfordern.

Für die Gewichtersparnis ist die Materialfrage von größter Bedeutung, und zwar glaubten zunächst die Konstrukteure, durch reichliche Anwendung von Aluminium an den Flugmotoren das Gewicht herabzudrücken. Man ging so weit, daß man sogar die Zylinderdeckel mit den Ventilkammern aus Aluminium herstellte, und hierfür sei der ältere »Antoinette«-Motor als Beispiel erwähnt. Diese Konstruktion hat natürlich viele Mängel im Betriebe: einmal ist eine Dichtung zwischen Zylinder und Explosionskammer notwendig, dann müssen Ventilsitze aus einem härteren Material (Stahl) in das Aluminiumgußstück eingepreßt werden. Durch die verschiedene Wärmeausdehnung dieser beiden Materialien können sich aber die Ventilsitze lockern, und funktionierte einmal die Kühlung nicht, so waren Störungen unvermeidlich, da Aluminium höheren Temperaturen nicht standhält. Diese Bauart ist außerdem sehr teuer. Das gleiche gilt von einer anderen Bauart, wobei die Zylinder mit den Explosionskammern und Wassermänteln aus Aluminium gegossen und als Lauffläche für den Kolben dünne Stahlbüchsen eingepreßt waren. Bei dieser Konstruktion zeigten sich die gleichen Fehler. Dabei war die Gewichtersparnis gar nicht so erheblich, als es zuerst scheinen mag; denn da das Aluminiumgußstück den Explosionsdruck aushalten mußte, war eine weit größere Wandstärke erforderlich als bei Gußeisen oder gar Stahl. Hierzu kamen noch das Gewicht der Ventilsitze und -führungen aus Stahl und Gußeisen, die Verschraubungen und Dichtungen und bei der zweiten Konstruktion das Gewicht der Stahlbüchsen für die Kolben. Nicht im Aluminium liegt das Heil des geringen Gewichtes, sondern in der Verwendung von bestem Stahl. Und derjenige Motor, welcher so gut wie kein Aluminium enthält, der

»Gnôme«-Motor, bei welchem außer den bei jedem Motor aus Stahl angefertigten Teilen auch die Zylinder und das Kurbelgehäuse aus Stahl hergestellt sind, hat von allen Flugmotoren, die sich in der Praxis bewährt haben, das geringste Gewicht. Bei richtiger Konstruktion, namentlich bei Anwendung von einem Ventil für die Steuerung von Ein- und Auslaß, lassen sich die Zylinder ohne Schwierigkeiten aus Stahl herstellen. Fig. 6.

Daß man bei Flugmotoren die Kurbelwelle und alle Stahlteile, bei denen es zugänglich ist, durchbohrt resp. als Hohlkörper herstellt, ist selbstverständlich. Bei einer geringen Vergrößerung des Durchmessers kann man an den Kurbelwellen dadurch fast das halbe Gewicht gegenüber einer vollen Kurbelwelle ersparen. Allerdings wird durch den größeren Durchmesser auch der Reibungsdurchmesser der Lagerstellen vermehrt; bei Anwendung von Kugellagern ist dies jedoch belanglos. Das Ausbohren empfiehlt sich noch für die Schubstangen der Kolben, und zwar kann man dieselben quer durchbohren, wie es z. B. die »N. A. G.« bei ihren Motoren macht, oder man durchbohrt die Schubstangen der Länge nach, wie z. B. beim Flugmotor der Adlerwerke, was den Vorteil hat, daß man durch die hohle Schubstange das Schmieröl nach dem Zapfen im Kolben drücken kann.

Am Kolben selbst läßt sich dadurch etwas Gewicht ersparen, daß man denselben nicht nur außen, sondern auch innen an allen Flächen bearbeitet. Schwierigkeiten macht hierbei der Zapfen für die Schubstange, weshalb vielfach das Lager für den Zapfen in den Kolbenboden eingeschraubt wird, wie z. B. beim Motor von Esnault Pelterie. Als falsch muß man es dagegen bezeichnen, eine Gewichtersparnis am Kolben dadurch zu erreichen, daß man denselben sehr kurz macht. Bei der Schrägstellung der Schubstangen wird dann der Flächendruck zwischen Kolben und Zylinder bedeutend höher, und dementsprechend ist auch die Abnutzung größer. Bei desaxialer Anordnung der Zylinder ist der einseitige Druck durch die Schubstange nicht so hoch, und man kann daher Kolben und Schubstangen etwas verkürzen.

Ventilstößel und -stangen kann man ebenfalls hohl resp. aus Stahlrohr herstellen; auch die Ventilhebel können quer durchbohrt werden, und ebenso werden dieselben sehr leicht, wenn man sie im Querschnitt U-förmig aus Stahlblech herstellt. Bei großem Durchmesser der Steuerwelle, wie sie sich bei Kugellagerungen ergibt, kann man auch diese zwecks Gewichtersparnis ausbohren. Bei den »E. N. V.«- und »Rumpler«-Motoren wird in die Bohrung der Steuerwelle das Schmieröl gepreßt, von wo es durch radiale Löcher nach den Lagerstellen und Nocken gelangt und diese schmiert.

Außer den vorbeschriebenen Zylinderanordnungen, wobei die Zylinder selbst, wie bei Automotormotoren üblich, einfachwirkend sind, kann man eine Gewicht- und Raumersparnis auch durch doppelwirkende Zylinder erreichen. Im Großgasmotorenbau ist diese Anordnung üblich, und auch für Flugmotoren sind bereits derartige Motoren konstruiert worden, wie z. B. der Motor von Dufaux, doch sind diese Motorenkonstruktionen für Flugapparate über das Versuchsstadium bis jetzt nicht

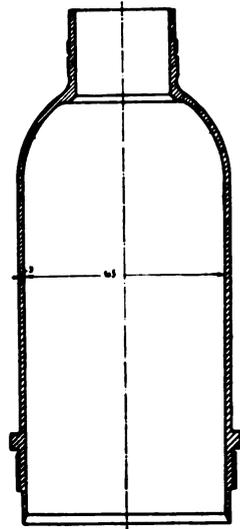


Fig. 6.
Zylinder aus gezogenem
Stahl;
Konstruktion Rumpler.

Fig. 7—10.

Vergleichende Darstellung der Baulängen bei verschiedener Anordnung der Zylinder.

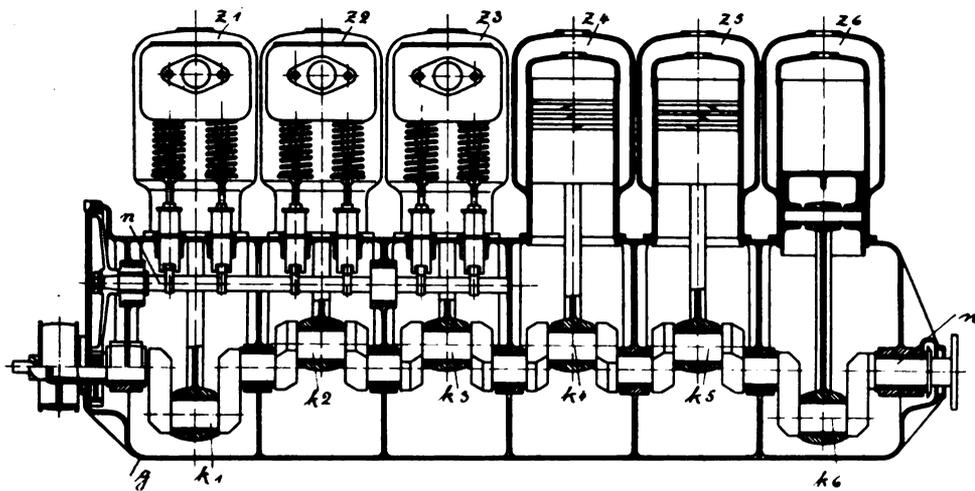


Fig. 7 Sechszylindermotor, Zylinder in einer Reihe angeordnet.

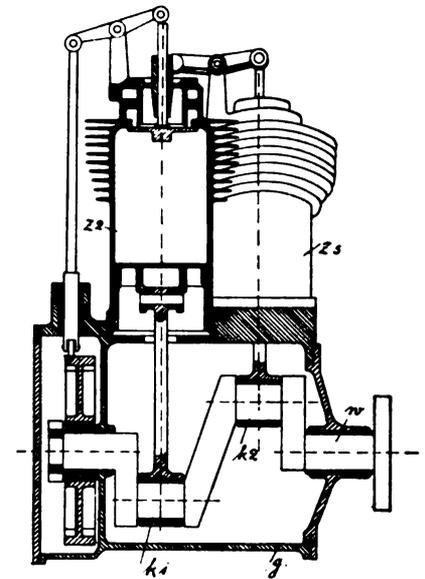
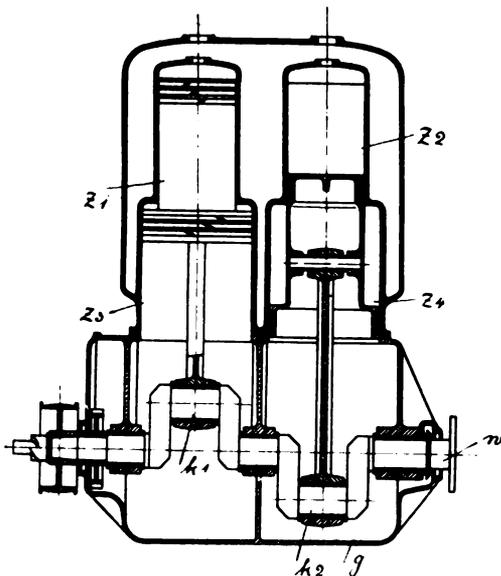
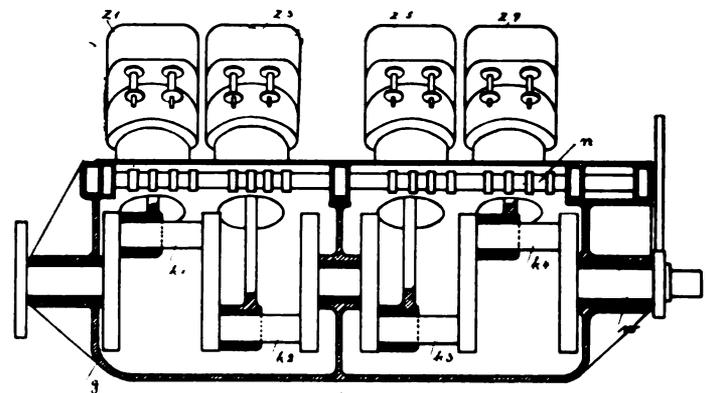
Z 1 bis Z 6 Zylinder; w = Motorwelle, $k 1$ bis $k 6$ Kurbelzapfen, g = Gehäuse, n = Nockenwelle.Fig. 8. Fünf- und Siebenzylindermotor. Zylinder fächerförmig in zwei Reihen angeordnet (Esnault Pelterie). Z 2 = Mittlerer Zylinder 1. Reihe mit 3 Zylindern; Z 5 = Zylinder der 2. Reihe mit 4 Zylindern; $k 1$ = Kurbelzapfen für 3 Zylinder; $k 2$ = Kurbelzapfen für 4 Zylinder.

Fig. 9. Motor mit 2 doppelwirkenden Zylindern, resp. Stufenkolben. Z 1, Z 2 = obere Explosionsräume; Z 3, Z 4 = untere Explosionsräume.

Fig. 10. Achtzylindermotor mit V-förmiger Anordnung der Zylinder in zwei Reihen. Z 1, Z 3, Z 5, Z 7 = Zylinder der einen Reihe. $k 1$ = Kurbelzapfen der Zylinder Z 1, Z 2; $k 2$ für Z 3, Z 4; usw.

hinausgekommen. Motoren mit doppelwirkenden Zylindern sind für Luftschiffe aussichtsreicher als für Flugmaschinen, weil es bei letzteren noch mehr auf einen erschütterungsfreien Lauf ankommt und dieser bei doppelwirkenden Zylindern schwerer zu erreichen ist, wenn man nicht den Vorteil des doppelten Zylinders aufgeben will, bei derselben Gleichmäßigkeit des Laufes, d. h. bei der gleichen Zahl von Arbeitstakten, mit der halben Zylinderzahl auszukommen gegenüber Motoren mit einfachwirkenden Zylindern. Man kann die Doppelwirkungen in einem Zylinder auf zwei Arten erreichen: einmal, indem man sich an die Konstruktion der Dampfmaschine hält, wobei der Kolben auf beiden Seiten ausgenutzt wird, und in dieser Weise ist der Flugmotor von Dufaux konstruiert. Das zweitemal kann man die Doppelwirkung mittels Anwendung eines Stufenkolben erreichen, und einen derartigen Motor konstruierte Verdet. Fig. 9. Beiden Konstruktionen haftet der Nachteil an, daß die in hin und her gehender Bewegung begriffenen Teile, als Kolben- und Schubstangen, schwerer werden, als beim einfachwirkenden

Motor. Demzufolge kann man auch die Kolbengeschwindigkeit nicht so weit treiben wie bei einem Motor mit einfachwirkenden Zylindern. Ein Teil der Gewichtersparnis durch die Doppelwirkung wird also durch die verminderte Leistung infolge der verminderten Kolbengeschwindigkeit eingebüßt. Es haften dieser Konstruktion aber auch noch andere prinzipielle Mängel an. So müssen für jeden Zylinder die Ventile und sonstige Steuerorgane doppelt vorhanden sein, und die Anordnung der Ventile auf der einen Kolbenseite ist ungünstig. Wie noch näher auseinandergesetzt werden wird, ist bezüglich bester Ausnutzung des Brennstoffes eine zentrale Anordnung der Ventile im Kolbendeckel am günstigsten. Diese Anordnung ist aber über einer durch den Deckel geführten Kolbenstange sehr schwierig und bei ringförmigem Zylinderraum, wie sie ein Stufenkolben ergibt, unmöglich. Auf die Zweitaktmotoren, die sich den Viertaktmotoren mit Doppelwirkung anschließen, wird in einem späteren Aufsatz näher eingegangen werden. (Fig. 9.)

Eine andere Möglichkeit, das Gewicht der Motoren

im Verhältnis zur Kraftleistung möglichst niedrig zu halten, ist die, den Wirkungsgrad zu verbessern, und hiermit erfüllen wir gleichzeitig die zweite Hauptforderung, die an Motoren für Luftschiffahrt überhaupt zu stellen ist, nämlich den geringen Brennstoffverbrauch im Verhältnis zur Leistung. Um dies zu erreichen, müssen bei der Konstruktion des Flugmotors folgende Gesichtspunkte berücksichtigt werden:

1. Guter volumetrischer Wirkungsgrad, also geringe Saug- und Auspuffwiderstände, demnach große Ventildurchmesser und Fortfall eines drosselnden Auspufftopfes.

2. Vollkommene Verbrennung, also gute Brennstoffmischung, hohe Kompression, günstiger Verbrennungsraum, gut dichtende Ventile und Kolben, also Ventile, die sich durch Wärme nicht verziehen und nicht verbrennen, was nur durch Kühlung der Ventile zu erreichen ist. Schließlich ist noch eine im richtigen Moment und absolut sicher wirkende Zündung erforderlich.

3. Richtige Steuerung für Ein- und Auslaß, also rechtzeitige Öffnung und Schließung der Ventile im Verhältnis zur Geschwindigkeit. Da Flugmotoren ja stets dieselbe Tourenzahl haben, läßt sich diese Forderung leichter erreichen wie bei Automobilmotoren. Wegen der hohen Tourenzahl und Kolbengeschwindigkeit muß das Auspuffventil eine genügende Voröffnung erhalten, um beim Rückgang des Kolbens einen geringen Gegenstand zu haben. Das Saugventil muß mit Beginn des Unterdrucks im Zylinder geöffnet werden und der Schluß des Ventils erfolgen, wenn die Strömungsgeschwindigkeit der eintretenden frischen Gase und der durch den aufsteigenden Kolben zurückgedrückten Gase gleich ist.

4. Ausnutzung des Verbrennungsdruckes, also weitgehende Expansion, demnach langer Hub im Verhältnis zur Bohrung.

5. Geringe innere Reibung des Motors, also Reduzierung der bewegten Teile, Vermeidung hoher Flächenpressungen, also breite Lagerstellen, oder Kugellager und ausreichende sichere Schmierung aller reibenden Teile, Berücksichtigung der Beschleunigungskräfte und möglichst geringes Gewicht der Teile, deren Bewegungsrichtung umgekehrt werden muß.

Die Forderungen 4 und 5 stehen der Forderung nach einem geringen Gewicht des Motors entgegen. Diesbezüglich muß man also mit letzterer Forderung und der Forderung nach einer guten Brennstoffausnutzung einen Kompromiß schließen, unter Berücksichtigung der normalen Betriebsdauer des Motors. Für Dauer von mehreren Stunden ist natürlich der Gewinn am ersparten Brennstoffgewicht bei guter Ausnutzung desselben größer als bei Motoren für Flugmaschinen, die nur zu kurzen Flügen benutzt werden. Der Dauerflug ist ja aber schon heute das normale und erstrebenswerte Ziel einer guten Flugmaschine.

Der lange Hub und die dementsprechend weitgehende Expansion bringt den Vorteil mit sich, daß das Auspuffgeräusch etwas vermindert wird, weil beim Öffnen des Auspuffs der Druck der Gase im Zylinder geringer ist wie beim kurzen Hub und sonst gleichen Verhältnissen. Weiter kann man bei langem Hub eine höhere Kolbengeschwindigkeit anwenden, gleiche Gewichte der Kolben und Schubstangen vorausgesetzt. Nun erfordert aber der längere Hub eine längere Schubstange, die bei gleichem Flächeninhalt der Kolben natürlich etwas schwerer wird. Durch seitliches Verschieben der Zylinder in sog. desaxialer Anordnung kann man die Schubstangen etwas verkürzen, weil dann die Neigung derselben gegenüber der Zylinderachse beim Arbeitshub geringer ist. Natürlich ist dann die Neigung der Schubstange beim Einwärtschub des Kolbens, also der Auspuff- und Kompressions-

periode, höher. Da aber hierbei auf dem Kolben ein weit geringerer Druck lastet als bei der Explosion und Expansion, ist auch der Seitendruck der Kolbenflächen auf den Zylinder erheblich geringer und dementsprechend die Reibung. Eingehende Versuche haben erwiesen, daß die Verschiebung um $\frac{1}{8}$ des Hubs am vorteilhaftesten ist und z. B. bei sonst gleichen Verhältnissen ein Motor mit sechs Zylindern infolge Verringerung der inneren Reibung ca. 2% mehr leistet.

Schließlich sei noch darauf hingewiesen, daß bei langem Hub die Oberfläche des Explosionsraumes im Verhältnis des Zylindervolumens kleiner ist als bei kurzem Hub. Da die Oberfläche des Explosionsraumes bezüglich der Brennstoffausnutzung von großer Bedeutung ist und vielfach noch unterschätzt wird, soll im nachstehenden näher darauf eingegangen werden.

Gleich nach der Explosion ist die Temperatur der Gase am höchsten, demnach auch die Temperaturdifferenz zwischen dem Zylinderinnern und der gekühlten Außenfläche des Zylinders am größten. Diese höhere Temperaturdifferenz hat eine entsprechend höhere Wärmeabgabe an das kühlende Medium (Wasser oder Luft) im Gefolge. Die Wärmeentziehung erniedrigt aber den Druck der explodierten Gase. Unter sonst gleichen Verhältnissen wird demnach der mittlere Druck während der Arbeitsperiode bei demjenigen Motor höher sein, welcher die geringste kühlende Fläche des Explosionsraumes hat. Die geringste Oberfläche im Verhältnis zum Inhalt hat die Kugel, daher ist neben langem Hub eine halbkugelförmige Ausgestaltung des Explosionsraumes anzustreben, und diese läßt sich nur bei zentraler Anordnung der Ventile im Zylinderdeckel erreichen. Auch während der Saugperiode ist die geringe Fläche des Explosionsraumes von großem Vorteil bezüglich der Leistung des Motors; denn während derselben ist der Wärmeaustausch im Zylinder gerade umgekehrt. Die eingesaugten frischen, durch die Verdunstungskälte des Benzins abgekühlten Gase nehmen Wärme aus den Zylinderwandungen auf und dehnen sich dadurch aus. Ist die Wärme abgebende Oberfläche kleiner, so wird der volumetrische Wirkungsgrad verbessert, und man erhält bei gleicher Höhe des Kompressionsdruckes einen höheren Verbrennungsdruck, also auch höheren mittleren Druck und höhere Leistung.

Bei Flugmotoren wird vielfach auf eine gute Vergasung zu wenig Rücksicht genommen. Eine vollständige Verbrennung, also beste Ausnutzung des Brennstoffes, läßt sich nur erreichen, wenn eine sehr innige Mischung von Brennstoff und Luft im richtigen Verhältnis (d. h. mit etwas Luftüberschuß) stattgefunden hat. Diese innige Mischung von Brennstoff und Luft läßt sich durch mechanische Verteilung nicht erreichen, wenn nicht eine gewisse Zeit für die Mischung zur Verfügung steht. Diese Zeit setzt sich beim Viertaktmotor zusammen aus der Saug- und Kompressionsperiode und für einen Teil des Gases aus der Zeit für die beiden übrigen Perioden, weil in der Mischkammer des Vergasers und dem Zuleitungsrohr vom Vergaser zur Saugventilkammer und dieser

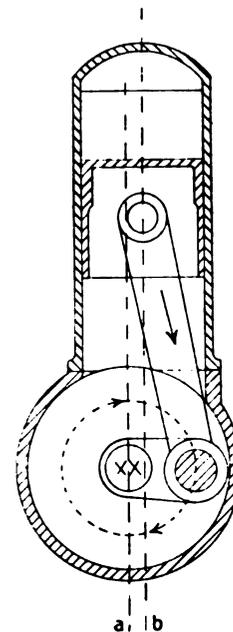


Fig. 11.

Schematische Darstellung eines Motors mit versetzten Zylindern (desaxial). $a-b$ = Abstand der Zylinderachse von Pleuellagermitte.

selbst Luft mit Benzin gemischt von der vorhergegangenen Saugperiode stehen bleibt. Dieses Luftbenzingemisch hat also die doppelte Zeit zur Mischung, und entspricht diese Menge etwa der Zylinderfüllung, so haben wir also für die Mischung des Gases die Zeit für alle vier Takte bei zwei Umdrehungen des Motors zur Verfügung. Das ist bei 1200 Touren, der normalen Tourenzahl für Flugmotoren, $\frac{1}{10}$ Sekunde. Wird aber das Benzin wie beim Antoinnetmotor direkt in die Kammer des Saugventils eingespritzt, so kann die Mischung nicht so vollkommen sein, und es wird bei der Explosion keine vollständige Verbrennung stattfinden, dagegen aber ein starkes Nach-

brennen, das mitunter beim Öffnen des Auspuffs noch nicht beendet ist. Man ersieht hieraus, daß es nicht vorteilhaft ist, bei Anwendung von Vergasern dieselben direkt am Saugventil anzubringen, vielmehr ein Saugrohr von großem Durchmesser und einer gewissen Länge von Vorteil ist, um eben in demselben einen Vorrat von Gasgemisch für die nächste Explosion zu haben. Die hier geschilderten Verhältnisse liegen beim Zweitaktmotor bei richtiger Konstruktion nicht ungünstiger, wie vielfach behauptet, weil durch die Ladepumpe das Gasgemisch vorbereitet wird. Doch soll dies erst näher beim Zweitakt für Flugmotoren erörtert werden.

Die Prüfanlage für Luftschrauben auf der ILA.

Von Paul Béjeuhr. (Mit Tafel I.)

Als bei den Vorbereitungen zur Internationalen Luftschiffahrts-Ausstellung die wissenschaftliche Kommission derselben beauftragt wurde, passende Wettbewerbe ausfindig zu machen, die geeignet wären, den Gesamtinteressen der Luftschiffahrt zu dienen, da lag es nahe, daß vor allen Dingen ein Preisausschreiben für Luftpropeller ins Leben gerufen wurde. Da nun die Ausstellung für wissenschaftliche Arbeiten größere Beträge freimachen wollte, und da ferner dieser Wettbewerb nicht nur den wenigen Erfindern zunutze kommen sollte, die gerade augenblicklich in der Lage wären, ihn mit ihren Erzeugnissen zu beschicken, beschloß man, diese Prüfeinrichtung von vornherein nach anderen Grundsätzen als den bisher gebräuchlichen zu bauen. Der Hauptnachteil dieser ortsfesten Anlagen besteht nämlich darin, daß sie wegen der

Umrechnung und der notwendigen Einführung verschiedener Koeffizienten über das wirkliche Verhalten der Propeller am fahrenden Luftschiff wenig Aufschluß geben, daß also nur umfangreiche Erfahrungen auf diesem Gebiete richtige Schlußfolgerungen aus den Ergebnissen der Standversuche zu ziehen vermögen, weshalb aus den Reihen der Praktiker bereits seit langem Wünsche geäußert wurden, einwandsfreiere Vergleichsdaten zu erhalten. Nun diese Gelegenheit durch die finanzielle Unterstützung durch die ILA gekommen, galt es denn auch, in kürzester Zeit die zweckentsprechendste Einrichtung zu schaffen, und man betraute Herrn Professor Dr. Prandtl-Göttingen, der als Leiter der Modellversuchsanstalt der Motorluftschiff-Studiengesellschaft bereits längere Zeit Untersuchungen über das Verhalten verschiedener

Körper im bewegten Luftstrom angestellt hatte, mit der Ausarbeitung der Entwürfe. Durch dessen Vermittlung konnte dann der Verfasser an der konstruktiven Durchführung mitarbeiten.

Für den Entwurf sollten folgende Hauptbedingungen bindend sein:

1. Der Meßbereich der Propeller in Dimension, Umdrehungszahl und Drehrichtung soll tunlichst groß sein,

2. die Propeller sollen nach Möglichkeit unter Verhältnissen geprüft werden, die denen ihrer späteren Arbeit im Luftfahrzeug ähnlich sind,

3. die Prüfungen sollen wenigstens teilweise) auf dem Ausstellungsgelände vor sich gehen,

4. die Anlage muß durch wenige Änderungen in eine ortsfeste Prüfeinrichtung umzuwandeln sein.

Punkt 1 wurde durch Rundfragen bei den größeren am Luftfahrzeugbau beteiligten Firmen dahin erledigt, daß als größter Propellerdurchmesser 5 m zugelassen werden sollte, während die Propellerwelle in jeder Dreh-

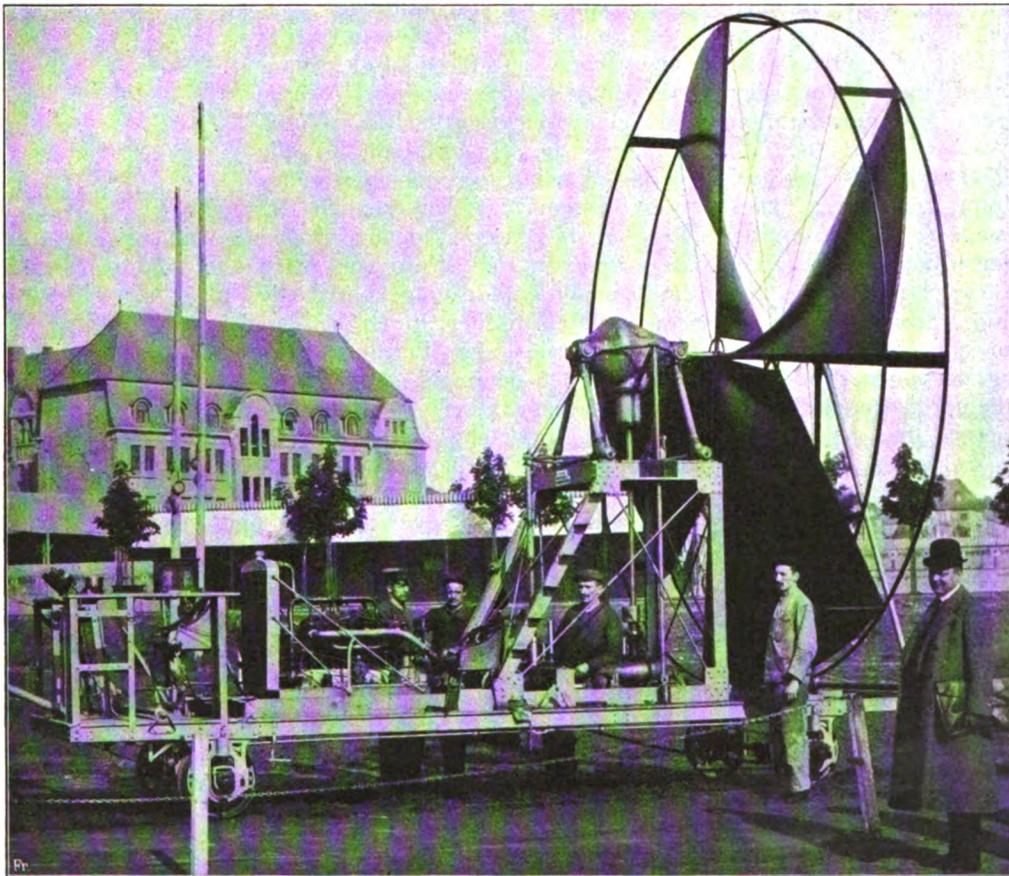


Abb. 1.

Gesamtansicht des Wagens mit einem 5 m Φ Propeller kurz vor dem Versuch.

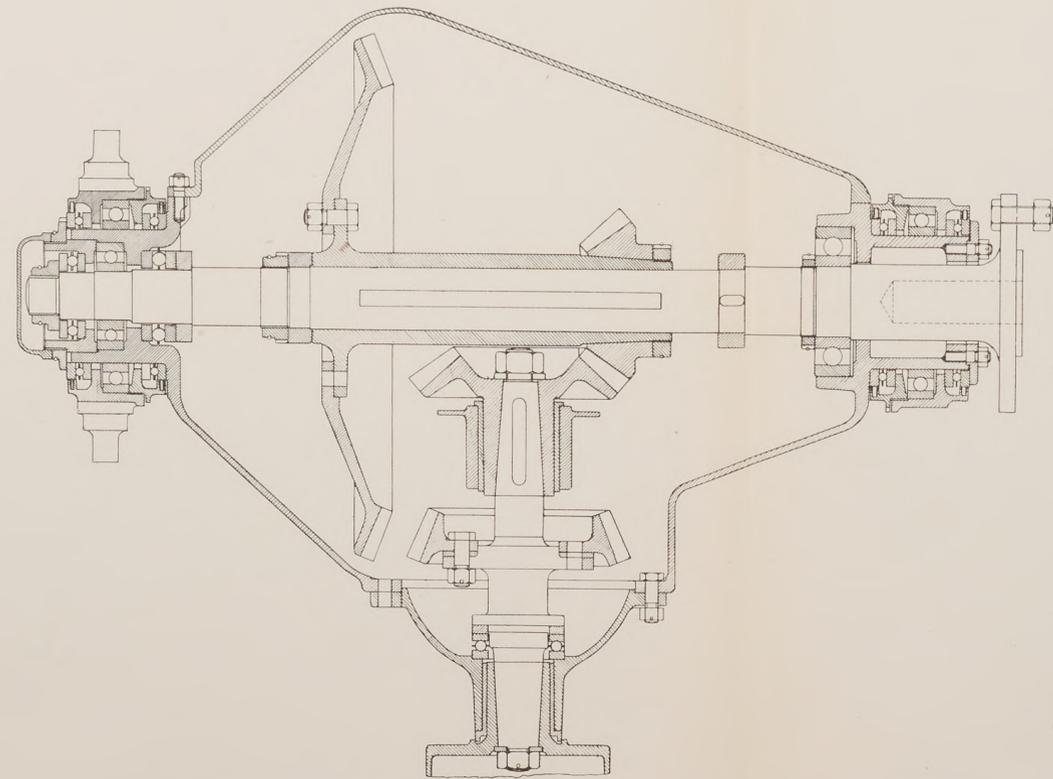


Fig. 1. Propellergetriebe (Oberteil). Maßstab 1:5.

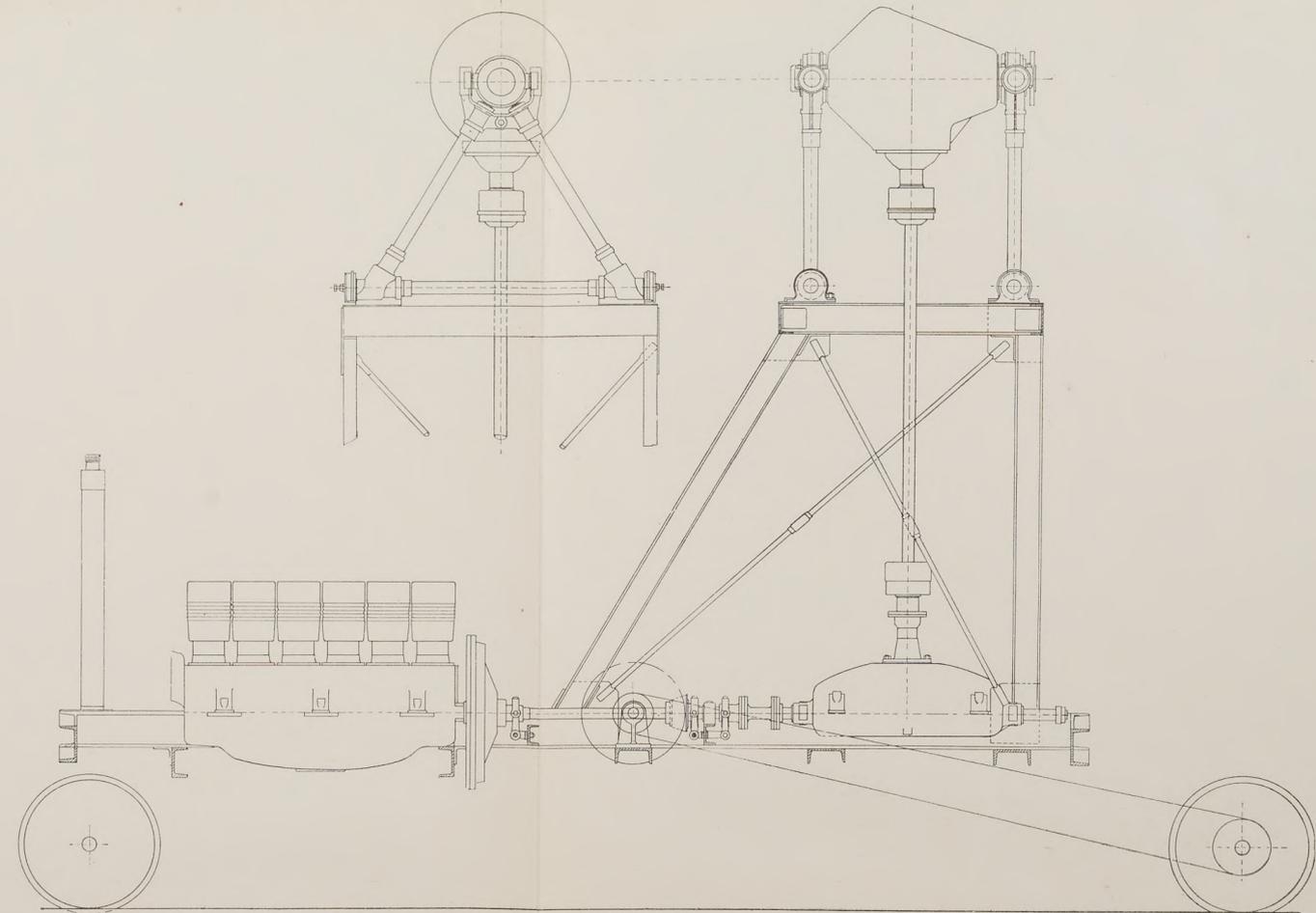


Fig. 2. Propellerprüfwagen (Seitenansicht) und Ansicht des Oberteiles mit Getriebe von hinten. Maßstab 1:20.

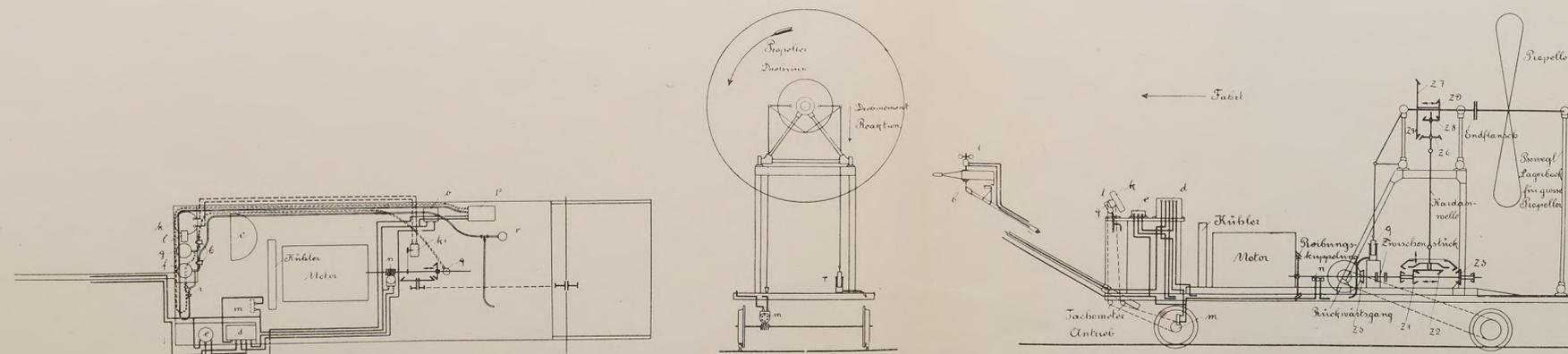


Fig. 3, 4 und 5. Schematische Zeichnung des Propellerwagens mit Leitungen zu den Meßinstrumenten.

Fig. 3, Ansicht von oben. Fig. 4, Ansicht von hinten. Fig. 5, Seitenansicht. *a* Schalenkreuz-Anemometer, *b* Windfahne mit Skala, *c* Führersitz, *d* Chronograph, *e* Sekundenkontakttuhr, *f* Manometer für das Drehmoment, *g* Manometer für den Propellerschub, *h* Drosselhähne, *i* Absperrhähne, *k* Umdrehungsanzeiger der Motorwelle, *kl* Antrieb des Frequenzmessers, *l* Tachometer für die Wagenachse, *m* Schneckenkontaktgeber der Wagenachse, *n* Schneckenkontaktgeber der Motorwelle, *o* Batterieakkumulator für die elektrischen Meßinstrumente und für die Zündung des Motors, *p* Registriermanometer, *q* Meßzylinder für den Schub, *r* Meßzylinder für das Drehmoment, *Z1* bis *Z9* Zahnräder zum Antrieb der Propellerwelle, *z* zum Kettenantrieb für den Rückwärtsgang.

— Elektrische Leitungen der Meßinstrumente,
 - - - - - des Frequenzmessers,
 = = = Ölrohrleitung für die Registrierung des Schubes,
 ———— „ „ „ Drehmoments.

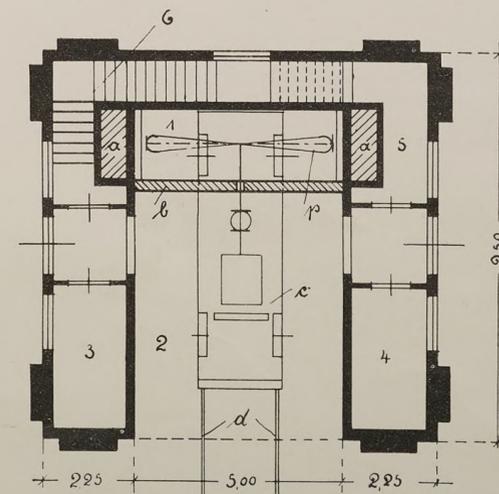


Fig. 6. Grundriß des Propellerturmes.

1 Schleuderkasten für Propeller, *a* Sandfüllungen, *b* Doppeltürme aus Holz mit Strohfüllung, 2 Wagen und Beobachtungsraum, *c* Prüfwagen, *d* zu prüfender Propeller, *e* Schienengleis für den Wagen, 3 Raum für Instrumente, 4 für Wagenführer, 5 Werkstatt, 6 Treppenhäuser.

richtung zwischen 200 und 1200 Minutenumdrehungen noch mindestens 60 PS abgeben müßte. Bedingung 3 zog unweigerlich die Aufgabe des Wunsches nach sich, für die Versuche ein kleines Wasserfahrzeug (eventuell sogar ein Gleitboot) zu benutzen, wie es von der »Zeppelin-Gesellschaft« und vom »Luftschifferbataillon« bereits mit Erfolg angewendet worden ist und wie es auch Major v. Parseval für die Zukunft beabsichtigt. Die Vorteile dieser Ausführung liegen auf der Hand: bei ruhigem, strömungslosem Wasser geringe Reibung, selbst bei den größten Geschwindigkeiten gefahrloses Fahren und endlich die Möglichkeit (richtige Dimensionierung des Wassers nach allen Richtungen vorausgesetzt), durch Wahl des Ausgangspunktes stets gegen den Wind zu fahren, was eine große Gleichartigkeit des Luftwiderstands für alle Propeller bedeutet. Dieses Projekt mußte also fallen gelassen werden; die Versuche sollten auf dem Lande stattfinden, und die zu erwartenden Fahrgeschwindigkeiten erforderten folgerichtig eine Gleisführung. Dadurch ergab sich die erste Schwierigkeit — die wechselnde Windrichtung und ihr Einfluß auf die Prüfungsergebnisse. Diese Schwierigkeit suchte man dadurch zu überwinden, daß das Gleis in der Hauptwindrichtung verlegt wurde und außerdem offizielle Prüfungen nur bei höchstens 20% Seitenwind, die aus einer Skala der am Wagen befestigten Windfahne zu ersehen waren, ausgeführt werden durften.

Aber noch etwas anderes schloß diese Bedingung in sich: sollte man tatsächlich im Beisein der Ausstellungsbesucher prüfen, so mußte Vorsorge getroffen werden, daß irgendwelche Unfälle durch zu schwache oder fehlerhafte Konstruktionen nicht möglich sind. Daher wurde vorgesehen, daß jede Schraube vor dem Versuch erst einer Festigkeitsprüfung in Gestalt einer Schleuderprobe unterworfen wurde, was sich dann auch sehr gut bewährt hat.

Dann war aber auf dem Ausstellungsgelände die Möglichkeit nicht ohne weiteres gegeben, Zuführungs- und Schleifdrähte für elektrischen Strom am Gleise zu verlegen, um so das Fahrzeug elektrisch zu betreiben und auch die Messungen in dieser relativ einfachen Form vorzunehmen. Andererseits wurde auch für den Wagen ein unabhängiger Betrieb gewünscht, schon um die Anlage nach Schluß der Wettbewerbe beliebig verpflanzen zu können.

Faßt man alle diese Einschränkungen zusammen und berücksichtigt dann ferner, daß die sehr kurze Vorbereitungszeit der ILA als solcher ihre wissenschaftliche Kommission zwang, bis Ende März mit definitiven Entscheidungen zu warten, so wird man wohl den Eindruck erhalten, daß schon ein ziemlich fest gefügtes Aggregat mit genau bestimmten Grenzen den ersten Entwürfen zugrunde lag.

So mußte denn auch von vornherein der Hauptwert

darauf gelegt werden, gängige Artikel beim Entwurf zu verwerten, um die langen Lieferfristen der betreffenden Werke zu umgehen, wollte man wenigstens annähernd zur rechten Zeit fertig werden. Schon nach kurzer Zeit waren dann auch die ersten Vorbereitungen soweit getroffen, daß mit den konstruktiven Arbeiten der beiden Hauptteile, Gestell und Unterbau, begonnen werden konnte, und als ein besonders glücklicher Umstand war es zu begrüßen, daß sich zwei Frankfurter Firmen trotz der großen Eile zur Übernahme bereit erklärten. Die Adlerfahrradwerke, vormals Heinrich Kleyer, deren technischer Leiter, Herr Direktor Paul, mit seinen umfassenden Erfahrungen besonders die konstruktiven Schwierigkeiten beim Entwurf beseitigte und so die Arbeiten bedeutend förderte, zeigten noch ein weiteres Entgegenkommen durch die leihweise Überlassung des Antrieb-Benzinmotors. Den Unterbau lieferte die Firma Sternberg & Co., Fabrik für Eisenbahndraisinen, die bei dieser Arbeit ihre Erfahrungen im leichten Wagenbau für große Geschwindigkeiten gut verwerten konnte.

Um den Luftschrauben möglichst die Verhältnisse des Luftfahrzeugs zu bieten, sollte der Wagen in der Frontansicht eine tunlichst geringe Fläche bieten, jedenfalls aber stets für eine gute Führung der vorbeistreichenden Luft ohne Anlässe zu Wirbelbildungen gesorgt werden. Die Befolgung dieser Grundregel führte bei den Getrieben zu den bojenförmigen Einkapselungen, weil hier in der Nähe der Schraube eine gute Luftführung besonders nötig erschien. Die weiten Grenzen, zwischen denen sich die Dimensionen der zu prüfenden Schrauben bewegen durften, ließen einen anderen Faktor noch als bedeutungsvoll hervortreten, nämlich den leichten Lauf des Wagens, eine Eigenschaft, die wieder zurückwirkte auf die Erstrebung möglichst kleiner Gewichte.

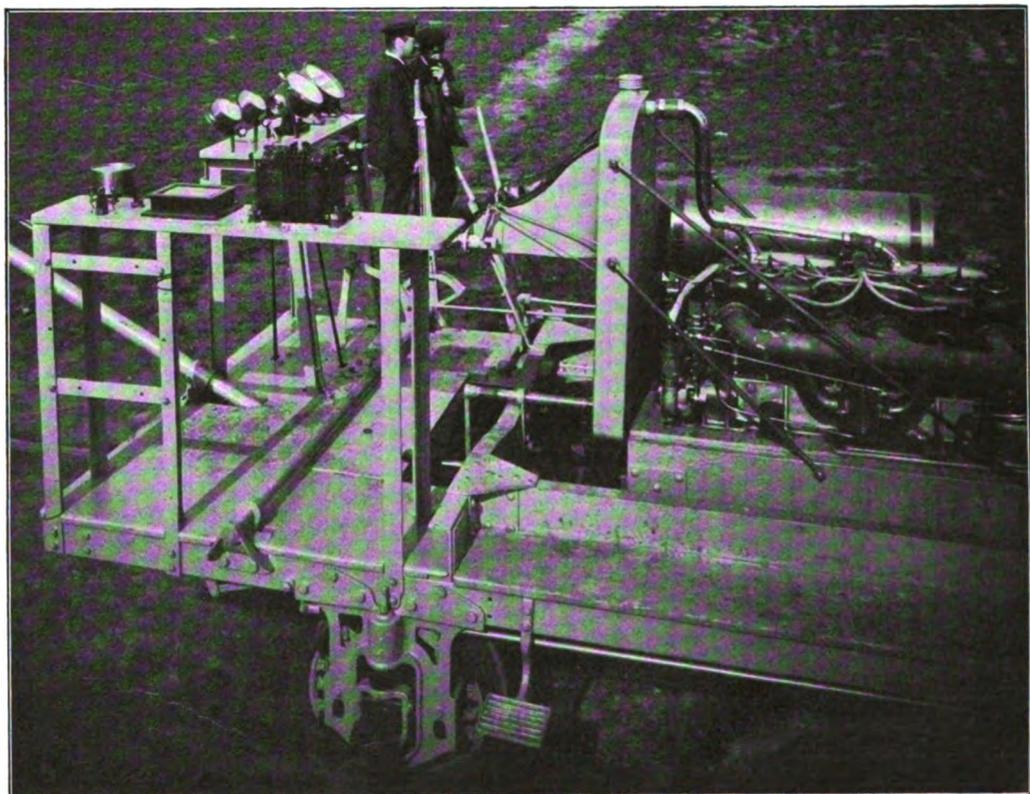


Abb. 2.

Führerplatz und Instrumente. Rechts vom Sitz die Handhebel für die Getriebe, links für den Motor, vorn der Fußtritt für die Reibkupplung. Vor dem Sitz: Frequenzmesser, Tachometer, Manometer. Auf dem Tisch im Hintergrund: Kontaktuhr, besonderer Unterbrecher, Chronograph.

Um für alle Fälle gerüstet zu sein, wurde für die Spurkränze der Räder vorgesehen, daß sie sowohl für Phönixschienen (Straßenbahn) als auch für Eisenbahngleise paßten, bei gleichzeitiger Zugrundlegung der Eisenbahnnormalspurweite. Die auf die Achsen aufgekeilten Draisinenräder von 500 mm Durchm. mit verstärkten Bandagen laufen mit den Achsen in je drei D. W. F.-Kugellagern, die gleichzeitig eine gewisse Achsenverschiebbarkeit gestatten. Das die Kugellager fest umschließende Gehäuse hängt zwischen zwei Spiralfedern in einem Achshalter aus Stahlguß, der außerdem den Winkelhebeln der

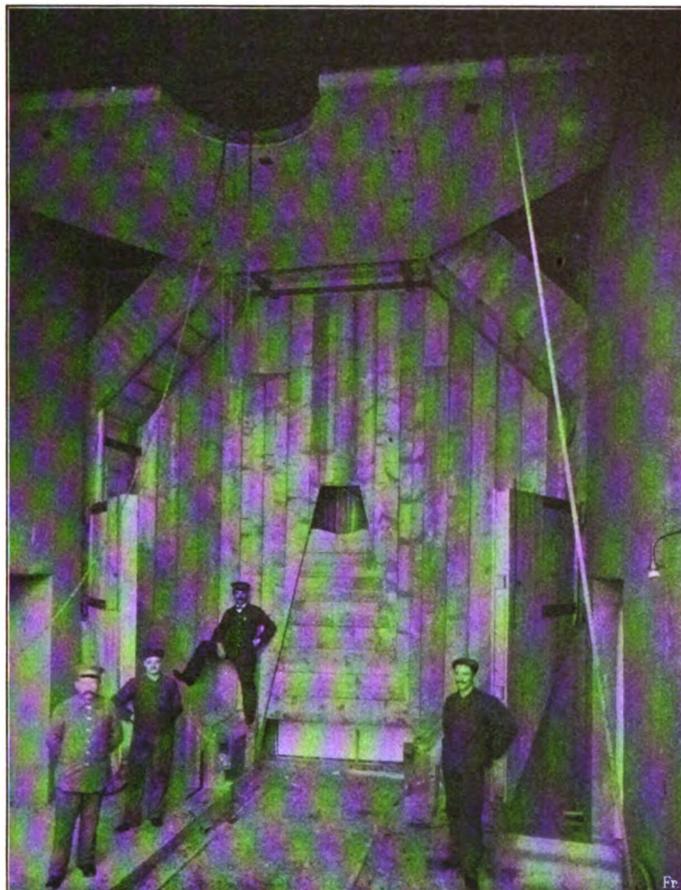


Abb. 3.

Schleuderkasten; deutlich sichtbar die 0,5 starke achteckige Sandummantlung des Propellerraumes, sowie die mit Stroh ausgefüllten Türen. (Aufgeklappt.)

besonders kräftigen Innenbackenbremse als Stützpunkt dient. Die vom Führersitz durch einen Handhebel zu betätigende Bremse wirkt mit zwei Backen auf die Innenseite jeder Radfelge; der Führerhebel überträgt die Kraft durch eine Welle auf eine unter beiden Längsträgern angeordnete Zugstange, die ihrerseits wieder auf die beiden Räder einer Seite arbeitet. Da nun die Räder einer Achse fest verbunden sind, ergibt sich doppelte Sicherheit. Der Unterbau besteht aus einem einfachen Rahmen von gepreßten Trägern $100 \times 40 \times 4$ mm, der durch zwei Zwischenquerträger versteift ist.

Auf diesem leichten Unterbau nun ist der eigentliche Getriebeteil im festen Rahmen montiert, was sich bei den erheblichen Erschütterungen als sehr zweckmäßig erwiesen hat. Als Grundzahlen für die Konstruktionen lagen vor:

100 PS-Motor mit normal 1800 Touren,
kleinster bis 5 m Durchm. Propeller mit 200 bis
1200 Touren.

Drehsinn des Propellers rechts und links laufend. Der ursprüngliche Gedanke an ein Stirnräder-Wechselgetriebe wurde fallen gelassen, weil bei den großen Kräften eine zu schnelle Abnutzung und zu großer Lärm zu befürchten war und weil ferner das Wechseln der Tourenzahl über gewisse Grenzen hinaus bei demselben Propeller kaum in Frage kam. Beim Umsetzen der Luftschrauben selbst konnte aber auch eine größere Arbeit an den Getrieben mit in den Kauf genommen werden, zumal dieser kleinen Unbequemlichkeit große Vorteile gegenüberstanden. Es sei hier gleich die Bemerkung gestattet, daß selbst bei Erledigung vieler verschiedener Propeller, wie es bei Wettbewerben sich als Regel ergibt, mit geringer Mühe ein gruppenweises Zusammenstellen möglich ist, so daß ein Getriebewechsel erst nach Erprobung der Gruppe nötig wird. Als größter Propellerschub wurden 300 kg angenommen, das größterforderliche Drehmoment auf 300 m/kg an der Propellerwelle veranschlagt und auf Grund dieser Werte die Konstruktion durchgeführt. Die in verschiedenen Ebenen gelagerten Motor- und Propellerwellen führten folgerecht zu zwei Kegeltrieben mit einer senkrechten Achse; die als wünschenswert erachteten vier Geschwindigkeitsstufen vermehrten die Kegeltriebe noch um zwei, während endlich die erforderlichen zwei Drehsinne noch ein weiteres Paar Kegelräder notwendig machten. So wurden denn ins obere Gehäuse eine große und eine kleine Übersetzung eingebaut, während die gleiche Anordnung im unteren Gehäuse noch dadurch erweitert wurde, daß die horizontale Welle zu beiden Seiten des senkrechten Triebes ein gleiches Kegelradpaar erhielt. Die Umstellung oben geschieht durch Verschieben der festverbundenen, auf Federkeilen der Propellerwelle gleitenden Räder; unten sind die vier Räder der horizontalen Welle fest aufgekeilt, das untere Rad der senkrechten Welle und die in eine Scheibe auslaufende Nabe des oberen Rades sind ihrer Lage nach fixiert. Arbeitet nun die mittlere Übersetzung, so wird der Zahnkranz des oberen Rades hochgezogen und am Deckel befestigt; soll dagegen das außenliegende Getriebe in Eingriff gebracht werden, so wird der Kranz durch vier Prisenstifte und vier Schrauben mit seiner Nabe verbunden. Die horizontale Welle wird in jedem Fall mit ihren Rädern verschoben und durch ein passendes Zwischenstück mit der Motorwelle vereinigt. Die Aluminiumgußgehäuse (Basse & Selve, Altena i. W.) sind dicht geschlossen, so daß die Getriebe ganz in Fett laufen können. Die obere Propellerwelle liegt ganz in Kugellagern (D. W. F. und Fichtel & Sachs), die Zahndrucke werden ebenfalls durch Kugelstützlager aufgenommen, während sonst Bronzelager mit großen Flächen gewählt sind. Die Zahnräder und Wellen sind in Chromnickelstahl (N. C. 4 und N. C. 2 der Bismarckhütte) ausgeführt, wodurch sich die geringe Dimensionierung trotz der hohen Beanspruchung durch Stöße erklärt.

Die jetzt beschriebenen Einzelteile dienen aber gleichzeitig einem weiteren Zweck, der ihre Formgebung und Ausführung wesentlich gestaltete — sie sollen nämlich die Messung zweier für die Bewertung der Schrauben wichtigen Größen ermöglichen, nämlich des Propellerschubes und des zu seinem Betriebe notwendigen Drehmomentes. Am besten wird sich dies in der schematischen Zeichnung erklären lassen. Auf dem mit dem Rahmen festgefügt trapezförmigen Bock befindet sich ein bewegliches Parallelogramm, das die Propellerwelle trägt. Übt nun die Schraube einen Schub aus, so hat das Parallelogramm das Bestreben, nach vorn umzukippen, woran es aber durch einen Winkelhebel mit Druckstange gehindert wird. Der senkrechte Druck dieser Stange wird also in irgendeinem bestimmten Verhältnis zum Pro-

pellerschub stehen. Das zur Verhinderung einer Seitenbewegung mit dreieckigem Querschnitt ausgeführte Parallelogramm trägt nun auf der Propellerwelle das ganze obere Gehäuse, die senkrechte Welle mit ihren zwei Kardangelenken läßt immerhin ein bedeutendes Pendeln dieses Gehäuses zu. Wird nun der Propeller angetrieben, so hält die Reaktion seines Drehmoments sein Antriebskegelrad zurück und veranlaßt das Gegenrad der senkrechten Welle, sich auf ihm abzurollen. Diese Bewegung senkrecht zur Ebene der Propellerwelle überträgt sich durch die Lager auf das Gehäuse, das nun ausschlagen würde, wenn nicht wieder eine Druckstange dem entgegenwirkt. Durch diese einfachen Vorrichtungen können die beiden Werte: Schubkraft und Drehmoment des Propellers direkt an der Antriebswelle abgenommen werden, ohne daß irgendwelche Beeinflussungen durch Reibung etc. vorkommen. Daher ist auch die Aufhängung des oberen Gehäuses so sorgfältig mit vielen Kugellagern durchgeführt, wie überhaupt die obere Welle lediglich Kugellagerung zeigt. Selbst die nur eine Kippbewegung ausführenden Froschlager des Parallelogramms haben der Belastung wegen Kugellage erhalten. Die vordere Strebe des Bockes hat eine Ausladung nach vorne bekommen, um den Propellerschub gut auf den Rahmen und von hier auf den Unterbau zu verteilen. Der Endflansch der oberen Welle ist mit einem Zentrieransatz versehen; jeder zu prüfende Propeller muß in einen Flansch endigen, der nach diesen Normalien dimensioniert ist. Um schwere oder weit ausladende Luftschrauben mit Sicherheit prüfen zu können, ohne die Lagerung zu überanstrengen, ist noch ein abnehmbarer, aus Stahlrohren mit Verbindungsstücken bestehender Bock vorgesehen, dessen untere Froschkugellager in zwei Rillen in der Längsrichtung des Wagens gleiten, um so jede Achsenlänge einer Schraube einstellen zu können. Die eigentliche Lagerung der Propellerwelle in diesem Bock, die ebenfalls durch verschiedene Büchsen von 25—70 Durchm. verstellbar ist, besteht aus einem Kugellager, das durch zwei seitliche Zapfen wiederum in Kugellagern schwingen kann. Eine durch den Schub der Schraube eingeleitete Vorwärtsbewegung relativ zum Wagen wird also in keiner Weise behindert, außer eben durch die dazu bestimmte Druckstange.

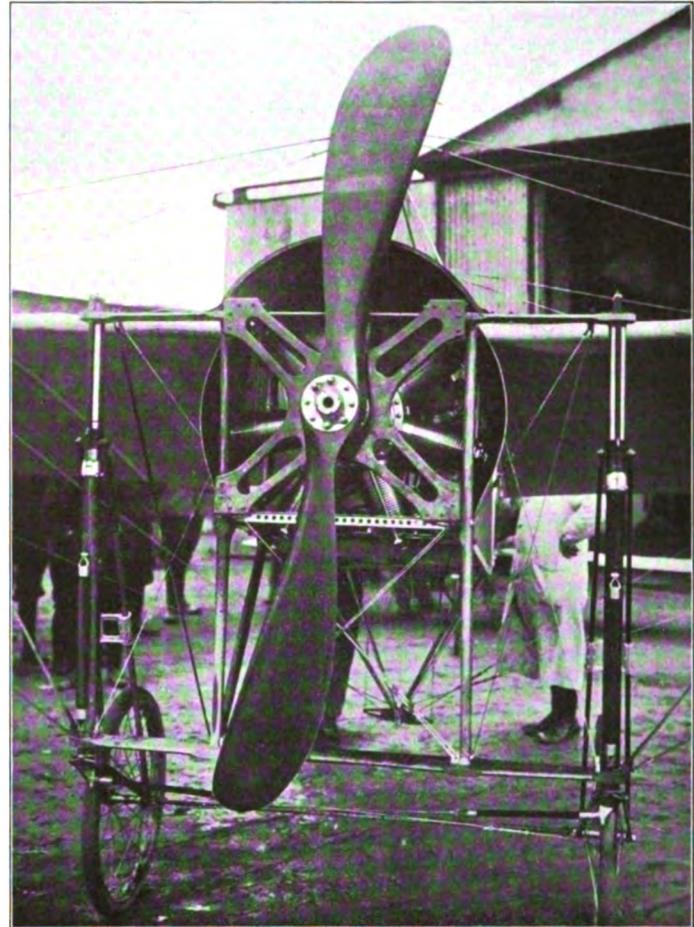
Ein Hintenüberkippen des Parallelogramms wird durch eine Arretiervorrichtung mit nachstellbarer Schraube vermieden, während einem Ausschlagen des oberen Gehäuses nach der der Druckstange entgegengesetzten Seite durch Einbau eines mit Gummipuffer versehenen Stahlrohres entgegengewirkt wird.

Der Motor ist mit einer normalen Lederreibkupplung versehen; außerdem ist in die Zwischenwelle noch eine Klauenkupplung eingebaut, um bei laufendem Motor gefahrlos Untersuchungen am Propeller vornehmen zu können. Weil die Prüfungen auf geradem Gleis stattfinden sollten, die Schrauben den Wagen aber nur in einer Richtung drückten, mußte für die Rückwärtsfahrt ein besonderer Antrieb vom Motor aus vorgesehen werden. Zu diesem Zweck sitzt auf der Zwischenwelle verschiebbar ein kleines Kegelrad, das durch ein größeres und eine Kettenübersetzung die Hinterachse direkt antreibt, nachdem das ganze Propellergetriebe durch Ausrücken der Klauenkupplung ausgeschaltet ist. Ursprünglich war ein Reibkegeltrieb vorgesehen, der sich aber bei den manchmal erheblichen Windwiderständen der Propeller und auch infolge ungenügenden Gegenpressens nicht bewährte. Die konstruktive Gesamtdurchführung ist aus den abgebildeten Zeichnungen ersichtlich. (Siehe Tafel Fig. 1—6.)

(Fortsetzung folgt.)

Neue Drachenflieger.

Nach dem großen Erfolg der Monoplane in der letzten Zeit haben die meisten Konstrukteure sich dem Monoplan zugewandt, und sowohl in Deutschland wie im Auslande, namentlich Frankreich, kommen fast täglich neue Monoplane heraus. Die meisten derselben lehnen sich an die erprobten



Blériot-Eindecker mit rotierendem Gnome-Motor mit Schutzhaube.

Typen Blériot und Antoinette an. Einige der neuen Typen, welche vielversprechend erscheinen, sollen nachstehend kurz beschrieben werden. Zunächst sei die neue Type von Blériot selbst erwähnt. Bei diesem Eindecker kommt jetzt der bekannte Gnomemotor zur Anwendung, jedoch ist der Einbau des Motors in den Körper des Drachenfliegers ein anderer, als bei den Drachenfliegern von Farman und Voisin. Zur besseren Stützung des Motors ist nämlich zwischen das rotierende Gehäuse mit den Zylindern und die Luftschraube ein Lager eingebaut, das durch ein kreuzförmiges, aus Stahl-



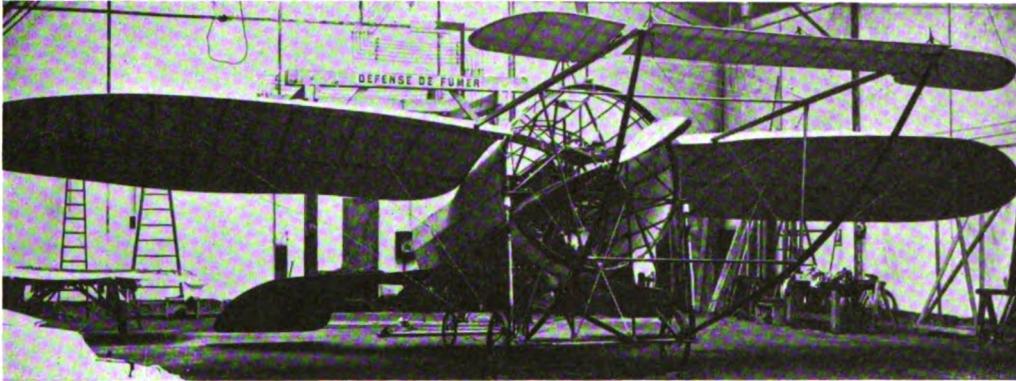
Blériot-Eindecker für den Transport zusammengelegt. (Bestimmt für Jacques Balsan für die Wettflüge in Heliopolis.)



Eindecker Paul de Lesseps mit 50 PS Gnôme-Motor.

blech gepreßtes Gestell am Körper des Drachenfliegers befestigt ist. Die rotierenden Zylinder sind seitlich und hinten von einer Blechhaube überkleidet, die vorn und unten offen ist, so daß der Luftstrom, welcher mit den Abgasen des Motors geschwängert ist, nach unten abströmt, also den Führer des Flugapparates nicht belästigt. Diesen neuen Eindecker von Blériot benutzt Jacques Balsan, dem bereits bemerkenswerte Flüge in Issy-les-Moulineaux gelungen

einer Spannweite von 8,6 m beträgt der Flächeninhalt der Tragflächen 14 qm; die Länge des Flugapparates ist 7,5 m. Es sei noch bemerkt, daß die Tragflächen ein wenig V-förmig nach oben gerichtet sind. Die Steuerung erfolgt durch ein Handrad und einen Fußhebel. Lesseps hat nach verhältnismäßig kurzer Übungszeit mit seinem Eindecker einige gelungene Flüge ausgeführt; er verunglückte jedoch, wobei der Apparat teilweise zertrümmert wurde.

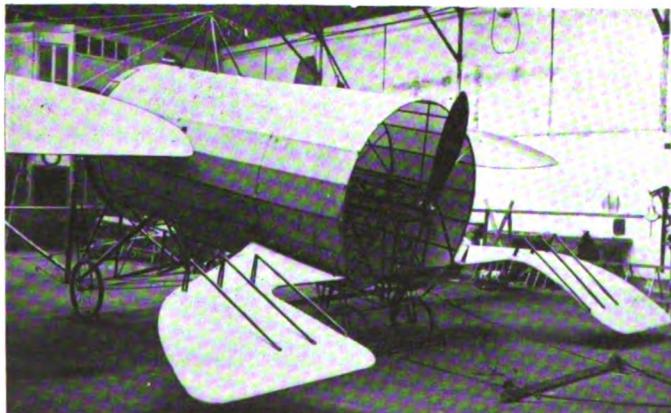


Eindecker Bertrand. (Ansicht von vorn.)

sind, und der die Marke Blériot beim Flugmeeting von Heliopolis vertritt. Für den Transport sind die Blériotdrachenflieger derart eingerichtet, daß die Trag- und Schwanzflächen sehr schnell abgenommen werden können und zu beiden Seiten des Körpers mittels zweier Rahmen befestigt werden. Auch die Schraube wird abgenommen und im Körper befestigt und kann dann der Drachenflieger in sehr bequemer Weise auf seinem Fahrgestell transportiert werden. Bemerkte sei, daß der Drachenflieger von Blériot bei der Flugwoche bei Berlin und in Köln am schnellsten von allen dort vorhandenen Drachenfliegern nach seiner Ankunft flugbereit gemacht werden konnte. Die Montage und Justierung nahm nur 3 Stunden in Anspruch.

ist an gelenkigen Stangen beweglich angeordnet. Die Betätigung der Steuer erfolgt mittels zweier Handräder. Der Antrieb der zweiflügligen Holzschraube erfolgt durch einen Zweizylindermotor, der 25 PS leistet. Die Tragflächen haben eine Oberfläche von ca. 14 qm bei 9,4 m Spannweite. Die Länge des Drachenfliegers beträgt 8 m.

An den Blériotyp lehnt sich auch der Eindecker von John Moisant an, bei welchem die zweiflüglige Holzschraube ebenfalls von einem rotierenden Gnômemotor angetrieben wird. Dieser Eindecker hat nur 12,2 qm Tragfläche und eine Spannweite von 6 m; die ganze Länge des Drachenfliegers beträgt ebenfalls 6 m. Die Schwanzflächen sind als Höhen- und Seitensteuer ausgebildet, und zwar in



Eindecker Bertrand. (Ansicht von hinten)



50 PS. Gnôme-Motor und Schrauben des Drachenfliegers von Moisant.

ähnlicher Weise wie beim Eindecker von Grade, in dem nicht besondere in Achsen drehbare Steuerflächen angeordnet sind, sondern die horizontalen und vertikalen Flächen an ihren Enden zum Zwecke der Steuerung gebogen werden. Die Betätigung der Steuer erfolgt wie beim System Voisin durch ein in seiner Achse verschiebbares Handrad, durch welche Verschiebung die horizontale Schwanzfläche mit der Hinterkante nach oben oder unten gebogen wird (Höhensteuerung und Längsstabilität), während durch Drehen des Handrades die vertikale Fläche gebogen, also die Seitensteuerung erreicht wird.

Nach dem Antoinettetyp ist der Eindecker von Marcel Hanriot gebaut. Mit diesem Eindecker hat sein Führer bereits mehrere schöne Flüge auf dem Flugfelde Betheny bei Reims ausgeführt.

Clement Bayard ist jetzt mit den ersten Eindeckern, System Santos Dumont, herausgekommen, und Maurice Clement hat mit diesen Eindeckern bereits mehrere Flüge ausgeführt, ebenso die frühere Radrennfahrerin Mlle. Dutrieux. Gegenüber der Ausführung von Santos Dumont erscheint die Anordnung des Kühlapparates bemerkenswert. Dieser aus zwei Rohrsystemen bestehende Kühler ist zu beiden Seiten des Gestells unter den Tragflächen angebracht. Das kombinierte Seiten- und Höhensteuer ist in einem Kreuzgelenk beweglich, während Santos Dumont ein Kugelgelenk benutzte.

Abweichend von den bewährten Eindeckertypen ist der Eindecker, von Bertrand konstruiert. Bei diesem ist der Körper auf Hohlzylinder ausgebildet und trägt in der Mitte der Länge nach die Schraubenwellen, an welchen vorn und hinten je eine zweiflüglige Holzschraube montiert ist, mit etwas größerem Durchmesser als der des Zylinders. Die vordere Kante des Zylinders bildet den Kühlapparat für den Motor; dieser Kühlapparat besteht demnach aus einem System von kreisförmig gebogenen Röhren, die oben und unten in je ein kleines Reservoir münden. Der Motor ist ein normaler vierzylinderiger Automobilmotor der Firma Unic, der 30 PS leistet und vorn unten im Hohlzylinder gelagert. Der Antrieb der Schraubenwelle erfolgt mittels Kette, und zwar ist die Welle ein wenig geneigt, so daß die vordere Schraube etwas über dem Zentrum des als Tragkörper ausgebildeten Zylinderrahmens liegt. Die eigentlichen Tragflächen sind vorn zu beiden Seiten des Zylinders etwas über der Mitte angeordnet und ähnlich wie bei Santos Dumont in Richtung der Spannweite etwas gebogen. Hinten am Zylinder sind etwas über der Unterkante zu beiden Seiten Schwanzflächen angebracht, die flossenartig nach hinten verlängert und durch Hebel einstellbar sind. Die Tragflächen ergeben bei einer Spannweite von 13,4 m ca. 40 qm Fläche. Vor den Tragflächen ist das Höhensteuer angebracht und zu beiden Seiten desselben in entgegengesetzter Richtung verstellbare Flächen, die in ähnlicher Weise wie bei der älteren Blériotype zur Erhaltung der Seitenstabilität dienen. Das Anlaufgestell ist ebenfalls ähnlich wie bei Blériot konstruiert und hat vorn zwei größere, hinten zwei kleinere Räder. Die Sitze für den Führer und einen Passagier sind im Innern des Zylindergerüsts hinter dem Motor angeordnet. Ob dieser Flugapparat die von seinem Konstrukteur erwartete vorzügliche Stabilität im Fluge zeigen wird, erscheint zweifelhaft. Die Konstruktion ist schwer und teuer und ergibt auch einen höheren Luftwiderstand.



Eindecker von Barrillon, Zweizylindermotor, Motor System Bertheaud, 25 PS.

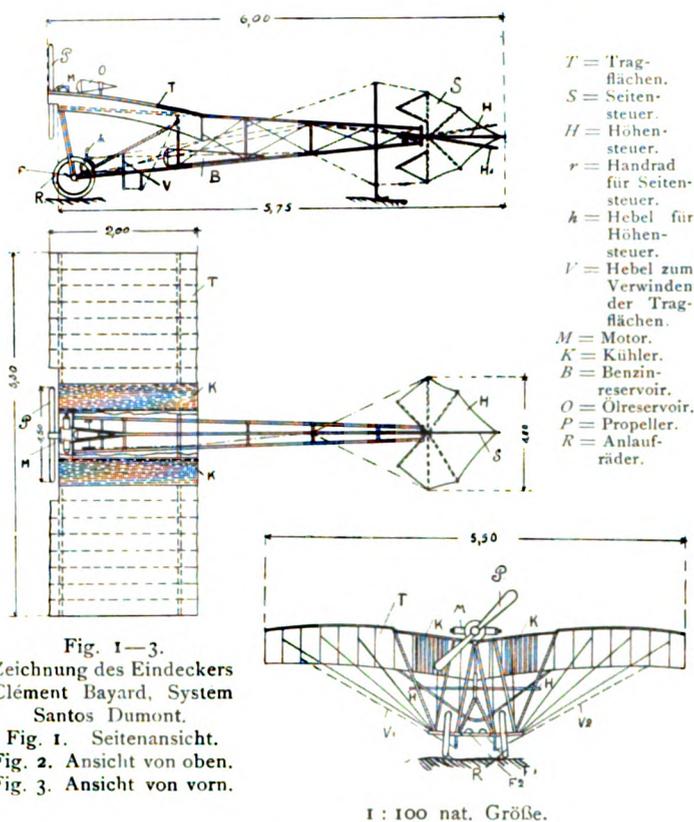


Fig. 1—3.
Zeichnung des Eindeckers
Clément Bayard, System
Santos Dumont.
Fig. 1. Seitenansicht.
Fig. 2. Ansicht von oben.
Fig. 3. Ansicht von vorn.

1 : 100 nat. Größe.

Von neuen Zweideckern sei der neue Drachenflieger von Roger Sommer erwähnt, der sich in seiner Konstruktion an den bekannten Zweidecker Henry Farman anschließt. Diesen Zweidecker hat bis vor kurzem Sommer selbst benutzt. Statt an beiden Tragflächen sind bei Sommer nur an der oberen Tragfläche verstellbare Flächen zur Erhaltung der Seitenstabilität angeordnet. Das Anlaufgestell ist eine Kombination der Schlittenkufen von Wright mit den an französischen Apparaten üblichen Anlaufädern.

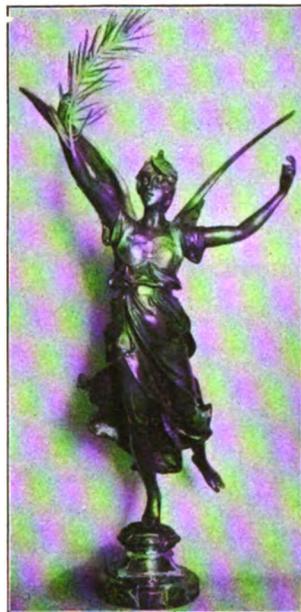


Eindecker Moissant (50 PS Gnome Motor).

Sportlicher Teil.

Bearbeitet von O. Schmal-Carbur.

Der Flugsport im Jahre 1909.



Ehrenpreis für Blériot für seinen Kanalfflug. Gestiftet von der Société de Navigation Aérienne.

an die schon vorhandenen Grundlagen hält, die die meiste Aussicht auf Erfolg bieten. Auf der anderen Seite kann man es nur mit Freuden begrüßen, daß so intensiv an der Ausgestaltung des Drachenflegers gearbeitet wird, denn eine richtig gehende Flugmaschine ist doch besser wie gar keine. Es muß auch darauf hingewiesen werden, daß der Sport allein es war, der der Flugtechnik so große Summen zugeführt hat, und daß durch ihn in den großen Massen das Interesse geweckt wurde. Überdies finden auch hier die Worte Ferbers Anwendung: Eine Flugmaschine erfinden, ist nichts, sie erbauen, etwas, und sie probieren — alles. Diejenigen nämlich, die Flugmaschinen probieren, sind in den seltensten Fällen die Erfinder und Konstrukteure selbst, sondern Sportsleute. Will man weiter für den Flugsport eintreten, dann mag wohl noch der Hinweis gelten, daß das moderne Automobil erst von Sportsleuten in Benutzung genommen wurde, und daß die Technik den Erfahrungen dieser Leute viel zu verdanken hat. Erst dann kamen die Ingenieure und machten aus dem Kraftfahrzeuge als Sportmittel eine Maschine. Daß der Automobilismus durch den Sport auf die heutige Höhe gekommen ist, daran zweifelt wohl kein Mensch. Hätte der Kraftwagen nicht als Sportwerkzeug begonnen und als Nutzfahrzeug geendet, sondern umgekehrt, dann wären wir sicher mindestens noch fünf Jahre zurück. Sport ist notwendig, Sport belebt das Geschäft. Und ein Geschäft wird die Flugtechnik, auch bei aller Wissenschaftlichkeit. Schon deshalb, weil vorderhand nur Sportsleute die Neigung zeigen, Flugmaschinen zu kaufen und zu benutzen.

Daß auch die militärische Frage in Betracht gezogen wird, ist selbstverständlich. Sie sei aber für diesmal ausgeschaltet.

Das Jahr 1909 hat in sportlicher Beziehung große Fortschritte und viel Erfreuliches gebracht. Es stand im Zeichen der Rekords und der Flugmeetings, deren gelungenster ohne Zweifel die Flugwoche von Reims war. Erst das Jahr 1909 war das Sportsjahr par excellenz. Die Jahre vorher waren die der Versuche, bei denen ja bekanntlich auch Erfolge erzielt wurden; zwischen den einzelnen lag aber ein zu langer Zeitraum, um das allgemeine Interesse dauernd zu fesseln. Die Situation Ende 1908 beherrschten die Wrights. Wilbur hielt alle Weltrekords, deren Tabelle nach dem Stand am 1. Januar 1909 folgende war:

Höhe: 18. Dezember 1908 Wilbur Wright (Auvours) 115 m.

Dauer: 31. Dezember 1908. Wilbur Wright (Auvours) 2 Std. 20 Min. 23,1 Sek. (124,700 km).

Diese Rekords blieben lange Zeit unangetastet, und es hatte wirklich den Anschein, als sei die »französische Schule« endgültig geschlagen. Aber im Sommer des vergangenen Jahres zeigte es sich, daß die Franzosen den Vorsprung, immer sportlich gemeint, einzuholen verstanden, wenn es auch Curtiss gelang, die Weltmeisterschaft in Gestalt der Gordon Bennett-Coupe zu erringen. Den Dauerrekord konnte Paulhan (Voisin) erst am 25. August durch einen Flug von 2 Std. 43 Min. 24,4 Sek. (134 km) an sich reißen; am Tage darauf konnte Latham (Antoinette) den Streckrekord überbieten, trotzdem er weniger Zeit

Man sagt von der Flugtechnik, sie sei der wissenschaftlichste Sport, oder die sportlichste Wissenschaft. Beides ist richtig.

Von wissenschaftlicher Seite ist das Eindringen des Sportes in die Flugtechnik nicht gerade mit Freuden begrüßt worden, und die Entwicklung hat allerdings auch gezeigt, daß die Bedenken nicht ganz unberechtigt waren. Von den drei Hauptsystemen von Flugmaschinen: den Drachenflieger, den Schwingenflieger und den Schraubenflieger, hat man Erfolge nur mit dem ersten erzielt, und es ist nicht zu verkennen, daß heute der Drachenflieger die Mehrzahl der Kräfte und den größten Teil des Kapitals absorbiert, während die Forscherarbeit auf dem Gebiet des Schwingen- und Schraubenflegers vernachlässigt wird. Diese kleine Ablenkung von den beiden Systemen ist aber nicht so hoch anzurechnen, denn einerseits profitieren sie auch von den Erfolgen der Drachenflieger und der Tatsache, daß man heute wirklich mit einem Apparat, schwerer als die Luft, fliegen kann, und andererseits ist es nur natürlich, daß sich die Mehrzahl der Konstrukteure und Kapitalisten

in der Luft blieb als Paulhan. Er legte in ununterbrochenem Fluge bei 2 Std. 16 Min. Dauer 154,620 km zurück. Sowohl Paulhan wie Latham gingen aber schon am nächsten Tage, am 27. August, ihrer Rekords verlustig, da Henry Farman auf seinem Doppeldecker eigener Konstruktion in 3 Std. 4 Min. 56,2 Sek. 180 km zurücklegte. Diese Leistung wurde nur durch Farman selbst am 3. November 1909 auf dem Felde von Mourmelon verbessert. Er legte an diesem Tage 234,212 km in 4 Std. 17 Min. 53,2 Sek. zurück, eine Leistung, die ihm den Michelin-Pokal für 1909 und die Jahresprämie für 1909 von Frs. 20000 eintrug, denn der Rekord wurde bis zum 31. Dezember 1909 nicht überboten. Den Michelin-Pokal bezeichnet man nicht mit Unrecht mit dem Titel »Jahresmeisterschaft«.

Die Dauerrekords fanden indes geringeres Interesse als die Höhenrekords, wozu die eindrucklose Art des Fliegens, wie sie Henry Farman übt, nicht unwesentlich beigetragen haben dürfte. Der Höhenrekord Wilbur Wrights von 115 m wurde erst am 29. August von Latham auf dem Felde von Bethény mit 155 m geschlagen. Über die weitere Steigerung gibt die nachfolgende Tabelle die beste Übersicht:

20. September 1909. Rougier (Voisin) Brescia 198 m.

1. November 1909. Rougier (Voisin) Antwerpen 270 m.

6. November 1909. Paulhan (Farman) Sandow Park 296 m.

15. November 1909. Graf Lambert (Wright) Flug um den Eiffelturm 300 m.

19. November 1909. Paulhan (Farman) Châlons 360 m.

19. November 1909. Latham (Antoinette) Châlons 410 m.

1. Dezember 1909. Latham (Antoinette) Châlons 475 m.

Die Welt-Rekordliste für alle Höchstleistungen zeigte am 1. Januar 1910 folgendes Bild:

Dauer und Flugstrecke: Henry Farman, 3. November 1909. (Mourmelon) 4 Std. 17 Min. 53,2 Sek. = 234,212 km.

Höhenrekord: Hubert Latham (Antoinette) 1. Dezember 1909. Châlons 475 m.

Passagierrekords:

Orville Wright (mit Kapitän Engelhardt) auf dem Tempelhofer Felde 1 Std. 32 Min.

Henry Farman (zwei Passagiere), Flugwoche in Reims, 10 km in 10 Min. 39 Sek.

Von diesen Rekords ist der Höhenrekord am 7. Januar 1910 von Latham mit 1050 m und am 14. Januar 1910 von Paulhan in Los Angeles (Kalifornien) mit 1524 m geschlagen worden.



Paulhan am Steuer seines Zweideckers nach dem Höhenrekordflug in Los Angeles.

Eine Zusammenstellung der besten Leistungen der erfolgreichsten und bekanntesten Systeme in Drachensfliegern gibt auch ein klares Bild an den gemachten Fortschritten.

System Wright:

Passagierflug von Orville Wright mit Kapitän Engelhardt auf dem Tempelhofer Felde 1 Std. 31 Min. Höhenflug bis über 400 m von Orville Wright auf dem Bornstädter Felde. Flug über den Hafen von New York nach Brooklyn von Wilbur Wright. Graf Lamberts Flug über Paris und den Eiffelturm in 300 m Höhe.

System Farman: Passagierflug mit 2 Passagieren. Dauerflug von Farman von über 4 Std. in Chalons. Dauerflug von Royer-Sommer, der als erster den Dauerrekord von Wilbur Wright schlug. Höhenflug bis über 1500 m von Paulhan in Los Angeles.

System Voisin:

Dauerflüge von Paulhan, 2 1/2 Std. und Rougier.

System Curtiss: Schnelligkeitsrekord in Reims über 30 km in 23 Min. 29 Sek. Passagierflug in Los Angeles.

System Antoinette: Höhenflüge von Latham 500 und 1100 m hoch. Überlandflug von Latham von Berlin nach Johannisthal. Dauerflug von 2 Std. 20 Min. in Blackpool bei starkem Wind.

System Blériot:

Blériots Flug über den Kanal. Schnelligkeitsrekord von Delagrè, 82,6 km in 1 Std.

System Gradl:

Höhenflug in Breslau 140 m hoch. Dauerflug über 58 Min. in Hamburg.

Haben wir nun in dieser Tabelle die einzelnen Rekordleistungen im Jahre 1909 festgehalten, so seien nachstehende Zeilen dem Sportbetriebe im allgemeinen gewidmet. Das Jahr 1909 ließ sich wenig aussichtsvoll an. Den Reigen der Meetings sollte Monako eröffnen, aber trotzdem 39 Meldungen vorlagen, mußte die Veranstaltung ausfallen, da auch nicht einer der gemeldeten Flieger an Start erschien. Um so größer war die Überraschung über den glänzenden Verlauf der Reimser-Woche, die ganz hervorragende Resultate zeitigte. Das enorme Interesse und nicht zuletzt die großen Einnahmen dieses Meetings veranlaßten Unternehmer in aller Herren Länder gleichfalls Flugwochen in Szene zu setzen, die aber fast alle mit einem Defizit für die Unternehmer endeten, namentlich bei solchen, die die hohen Preise erst durch Eintrittsgelder zu beschaffen beabsichtigten. Brescia, Berlin, Frankfurt a. M., Juvisy, Antwerpen, Blackpool und andere Orte sahen Fliegermeetings, aber fast überall überragten die Kosten die Einnahmen.

Die Startgelder, die den berühmten Führern der bekannten Flugmaschinen bezahlt wurden, stiegen ins Ungemessene, und die Folgen zeigten sich dann in der Bilanz der Unternehmer von »Flugwochen«. Guter Sport wurde nur in wenigen Fällen geboten. Es wird Aufgabe der Unternehmer sein, die Programme interessanter zu gestalten, da sonst zu befürchten ist, daß das Publikum den Fliegermeetings fernbleibt.

Leider brachten die tödlich verlaufenen Unfälle Lefebvres, Kapitän Ferbers und Fernandez eine recht traurige Note in die flugsportliche Bilanz des Jahres 1909.

Nachdem in den vorstehenden Zeilen dem internationalen Fliegersport Rechnung getragen ist, wollen wir uns den Ergebnissen der Saison 1909 in Deutschland zuwenden. Geplant und gebaut wurde in den ersten Monaten des Jahres 1909 bei uns sehr viel. Zur Reife sind nur ganz wenige Projekte gelangt. Die Preise der »Ila« fanden keinen deutschen Bewerber von Bedeutung, und so wanderten die großen Beträge in das Ausland. Der einzige, wirklich erfolgreiche Flieger im vergangenen Jahre war der Magdeburger Ingenieur Hans Grade, der sich mit seinem Eindecker auch den Lanzpreis im Betrage von 40000 Mark holen konnte. Sonst wären noch Euler, Dörner und Verheyen zu erwähnen, die kleinere Erfolge zu verzeichnen hatten. Bis zum Jahreschlusse hatten weder sie noch irgendein anderer deutscher Flieger Flüge erzielt, die an die des deutschen Meisters Grade auch nur annähernd heranreichten. Euler bediente sich der Voisin-Konstruktion und Verheyen eines Blériot-Apparates. Nur Dörner ist im Besitze einer Flugmaschine, die er, den Motor eingeschlossen, selbst konstruiert hat. Neben diesen Flugtechnikern waren in Deutschland natürlich noch eine Menge von Leuten an der Arbeit, die sich mit dem Bau von Flugmaschinen beschäftigten, aber zu Erfolgen hat es keiner gebracht.

Flugwochen wurden drei veranstaltet, die in Köln, Berlin-Johannisthal und Frankfurt a. M. stattfanden. Die Bedeutendste war ohne Zweifel die Berliner Flugwoche, die Blériot, Latham, Rougier, de Caters u. a. im Wettbewerb vereinigte. Leider entsprach weder der sportliche Verlauf noch das finanzielle Ergebnis den Erwartungen. Der Veranstaltung war der Reiz der Neuheit durch die Flugvorführungen Zipfels auf einem Voisin-Apparat, Orville Wrights und Lathams, die sich alle auf dem Tempelhofer-Felde zeigten, genommen und so blieb der erwartete Massenandrang aus. Die »Poesie der Veranstaltung« bildete der Überlandflug Lathams vom Tempelhofer-Felde nach dem Flugplatze Johannisthal-Adlershof, der erste seiner Art in Deutschland. Die Flugwoche war zu überstürzt arrangiert worden, den Unternehmern fehlten ebenso die Erfahrungen wie der sportlichen Leitung, und so war es denn auch weiter kein Wunder, daß sich die Dissonanzen schon während der Veranstaltung, nach Schluß zu einem schrillen Mißton verdichteten.

In Köln und Frankfurt a. M. wickelten sich die Veranstaltungen, die allerdings nichts von Bedeutung brachten, glatt ab.

Die große Zahl der Flugtechniker in Deutschland führte zu einem Zusammenschluß in verschiedenen Vereinen. Der bedeutendste ist der am 10. Februar 1909 gegründete »Verein Deutscher Flugtechniker«, der heute bereits über 150 Mitglieder zählt, und dem die bedeutendsten Flugtechniker wie Grade, Major Dr. von Parseval, Dr. Huth, Gustav Lillenthal, Dörner, Schultze-Herfort, Sohn, Timm, kurz fast alle Erbauer von Flugmaschinen in Deutschland angehören. Ferner entstanden mehrere Provinz-Vereine, so in Frankfurt a. M., Breslau, Hamburg usw. Auch die Automobilistischen Vereinigungen wendeten ihr Interesse dem neuen Motorfahrzeug zu, so der Kaiserliche Automobil-Klub und die Automobiltechnische Gesellschaft. Die Luftschiffsvereine blieben noch etwas konservativ und legten nach wie vor das Hauptgewicht auf den Freiballonsport. Nur der Kaiserliche Aero-Klub entschloß sich, auch Flugmaschinen für die Mitglieder aus Vereinsmitteln zu beschaffen. Der Berliner Verein für Luftschiffahrt ernannte eine flugtechnische Kommission, die anfangs unter der Leitung von Prof. Süring gutes leistete und die Flugtechniker Dörner und Gradl mit Geldmitteln und Raterteilung unterstützte. Jetzt hört man von dieser Kommission nichts mehr. Der Deutsche Luftschiffer-Verband hat im vergangenen Jahre nicht viel getan, um die Flugtechnik zu fördern, jedenfalls hat er in dieser Beziehung nicht annähernd die Tätigkeit entfaltet, wie z. B. der französische Verband.

Zieht man die Bilanz des Sportsjahres 1909, dann ergibt sich, daß wir im allgemeinen gut abgeschnitten haben, und daß der Vorsprung des Auslandes in der Flugtechnik nicht so groß ist, daß er nicht bei Zusammenwirken aller in Betracht kommender Faktoren eingeholt werden könnte. Das größte Hindernis liegt wohl in dem fast gänzlichen Fehlen einer Flugmotoren-Industrie. Aber auch diese Schwierigkeit wird überwunden werden, denn gerade auf diesem Gebiete sind viele Konstrukteure eifrig an der Arbeit und in nicht allzulanger Zeit wird man auch in Deutschland Flugmotoren erhalten, die den französischen nicht nachstehen.

Das Jahr 1910 hat einen vielversprechenden Anfang genommen. In Los Angeles (Kalifornien) haben Paulhan und Curtiss Rekords geschaffen, die weit über die Fachkreise hinaus Bewunderung erregt haben.

Auf den verschiedenen Flugschulen in Frankreich tummeln sich Schüler mit mehr oder minder großem Erfolg in stattlicher Anzahl und auch auf den deutschen Flugfeldern in Johannisthal, Bork, bei Darmstadt usw., entwickelt sich, trotz der ungünstigen Witterung, ein reges Leben.

Zum ersten Male wird an einer großen internationalen Flugwoche auch ein Deutscher mit guten Aussichten auf Erfolg teilnehmen, da Grade zu der Woche von Heliopolis gemeldet hat.

Die internationale Saison verspricht glänzend zu werden, da von Frühjahr bis spät in den Herbst hinein eine Flugwoche die andere ablösen wird. Nicht weniger als 4 Millionen Mark sind an Preisen ausgesetzt. Den Reigen der Veranstaltungen wird Nizza eröffnen, dem Berlin mit einem großen Pfingstmeeting folgen wird. Leider ist das die einzige internationale Veranstaltung, die Deutschland für 1910 im Kalender-Kongreß der Fédération Aéronautique Internationale zugebilligt wurde. Man wird sich also in Deutschland für dieses Jahr mehr auf die nationalen Meetings verlegen müssen. Das ist aber wohl kein so großer Schade, da hierdurch ohne Zweifel eine Stärkung des nationalen Sports und der Industrie eintreten wird.

O. Schmal-Carbur.

Sport-Nachrichten.

Die Termine der internationalen Flug-Veranstaltungen von 1910. In Paris wurden von den Vertretern der internationalen anerkannten Aeroklubs für das Jahr 1910 folgende größere Flug-Veranstaltungen festgelegt:

- 10. bis 25. April: Flugwoche in Nizza.
- 10. bis 16. Mai: Flugwoche in Berlin-Johannisthal.
- 20. bis 30. Mai: Flugwoche in Verona.
- 5. bis 15. Juni: Flugwoche in Budapest.
- 18. bis 24. Juni: Flugwoche in St. Petersburg.
- 28. Juni bis 10. Juli: Flugwoche in Reims.
- 11. bis 16. Juli: Flugwoche in England.
- 24. Juli bis 4. August: Flugwoche in Belgien.
- 6. bis 13. August: Flugwoche in England.
- 25. August bis 4. September: Flugwoche in Deauville.
- 8. bis 18. September: Flugwoche in Bordeaux.
- 24. September bis 3. Oktober: Flugwoche in Mailand.
- 18. bis 25. Oktober: Flugwoche in Amerika.
- 26. Oktober bis 2. November: Aviatische Bennet-Flugwoche.

Außer diesen, sämtlich mit mindestens 20,000 Francs dotierten Flugwochen können nur noch solche Veranstaltungen ausgeschrieben werden, die höchstens mit 50,000 Francs dotiert sind oder nationalen Charakter tragen. Gegen diesen Beschluß protestierten die anwesenden Vertreter verschiedener Verbände, da er gegen die Zürcher Abmachungen verstößt.

Höhenrekordleistungen mit Drachenfliegern. Bei den großen amerikanischen Wettfliegen in Los Angeles in Kalifornien erzielte der junge Franzose Louis Paulhan mit seinem Voisin-Zweidecker eine Höhe von 1400 Meter. Eine zweite Rekordleistung bei denselben Wettfliegen erzielte der Amerikaner Gell Curtiss ebenfalls mit einem Doppeldecker und mit einem Passagier, indem er den Schnelligkeitsrekord, den der tödlich verunglückte Delarange am 26. Oktober 1909 in Doncaster mit einem Eindecker, System Blériot erzielte, der bekanntlich 82,6 Kilometer pro Stunde betrug, um etwa

7 km geschlagen wurde. Der Amerikaner Glenn Curtiss fuhr in der Stunde 88,7 Kilometer.

Absturz des Flugtechnikers Robauer in Nürnberg. Am 10. ds. Mts. unternahm der Flugtechniker Robauer bei Leichendorf mit seinem Drachenflieger seine ersten Fahrversuche, die alle glückten. Nach gelungenen Starts erhob sich Robauer bis zu einer Höhe von 15 Meter und stürzte infolge Motordefektes plötzlich zur Erde nieder. Der Pilot blieb unverletzt, auch ist der Apparat nur leicht beschädigt worden.

Kleine Mitteilungen.

Wissenschaftliche Nachrichten.

Vortrag des Major von Parseval. Am 18. Januar hielt Major von Parseval in dem Direktionsgebäude der Allg. Elektr.-Gesellschaft zu Berlin über die Konstruktion und den Bau der Parseval-Ballons einen Vortrag. Man bemerkte unter den Zuhörern den früheren Kriegsminister von Einem, einige Minister sowie Vertreter des Generalstabes und des Kriegsministeriums. Unter anderen waren auch der englische Militärattachée und mehrere Professoren der Techn. Hochschule anwesend. Fast vollzählig waren die Offiziere des Luftschifferbataillons und der Verkehrstruppen sowie viele Ingenieure und Techniker der Luftschiffindustrie anwesend.

Der Vortragende besprach zuerst die Entstehungsgeschichte seines Ballons und sagte, daß die Konstruktion seines ersten Ballons bereits im Jahre 1902 fertig war. Leider konnte dieser erste Ballon dem Luftschifferbataillon erst im Jahre 1906 vorgeführt werden. Bei diesen ersten Versuchsfahrten bewies der Parseval-Ballon, daß er eine gute Stabilität besitzt, und daß er in horizontaler und vertikaler Richtung lenkbar ist. Hierauf besprach der Vortragende die Weiterentwicklung der lenkbaren Motorballons System Parseval durch die Motorluftschiff-Studiengesellschaft.

Sodann ging Major von Parseval eingehend auf das Unglück des französischen Militärluftschiffes »République« ein. Er meinte, daß ein solcher Unfall bei seinen Lenkballons niemals vorkommen kann. Der Vortragende begründete dies dadurch, daß die Propeller seines Luftschiffes etwa 8,2 mal kleinere Umfangskraft wie bei allen anderen Lenkballons haben. Sollte wirklich einmal der Propeller sich lösen und in die Ballonhülle geschleudert werden, so würde sich nur die Hülle in der Mitte knicken und mit kleiner Geschwindigkeit zur Erde herniedergehen.

Hierauf besprach Major von Parseval seinen letzterbauten Lenkballon »P III«, der bekanntlich auf der Ila in Frankfurt ausgestellt war. Der Motorballon, der von Frankfurt aus täglich Versuchsfahrten unternahm, hat bei 67 Fahrten 597 Personen befördert. Bei diesen Fahrten blieb der Lenkballon im Ganzen 145 Stunden in der Luft und legte 5200 km zurück.

Zum Schluß meinte der Vortragende, daß gerade dem unstarren System große Schwierigkeiten durch Aufbringung von Geldern entstehen gegenüber der Zeppelin-Gesellschaft, der die Nationalspende, und den Militärballons, denen der Staatssäckel zur Verfügung steht.

Privatdozent für Motorluftschiffahrt an der Berliner Hochschule. Der bekannte Motorluftschiffkonstrukteur Major von Parseval wurde vor kurzem vom Rektor und Senat der Technischen Hochschule zu Charlottenburg aufgefordert, einen Vortrag über Lenkballons zu halten. Diesen Vortrag hielt Major von Parseval und ist hierauf vom Kultusministerium zum Privatdozenten zugelassen worden. Mit den Vorlesungen wird Major von Parseval Anfang Februar beginnen.

Ein Lehrstuhl für Aviatik. An dem Polytechnikum zu Budapest soll ein Lehrstuhl für Motorluftschiffahrt errichtet werden.

Desgleichen wird an der Wiener Universität ein Lehrstuhl für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt geschaffen. Augenblicklich schweben Verhandlungen mit einem Fachmann auf aviatischem Gebiet, den man für die neu zu errichtende Stelle in Aussicht genommen hat. Das Finanzministerium hat bereits für 1910 für diesen neuen Lehrstuhl die Mittel in das Budget eingesetzt.

Ein Preisausschreiben König Leopolds. Durch einen Beschluß vom 14. Dezember 1874 hatte König Leopold II. ein jährliches Preisausschreiben erlassen, das dem Verfasser des besten Werkes über ein gestelltes Thema Frs. 25 000 aussetzte. Während dieses Preisausschreibens bisher national war, ist für das Jahr 1911 auch die Beteiligung von Ausländern zugelassen. Das Thema lautet: »Über den Fortschritt der Luftschiffahrt und die wirksamsten Mittel zu ihrer Förderung.« Die Arbeiten müssen bis zum 1. März 1911 dem Ministerium der Wissenschaften und Künste in Brüssel eingereicht werden.

Neue Flugapparate.

Ein neuer Wright-Flieger für Graf Lambert. Der bekannte Aviatiker Graf Lambert bestellte bei der Astra-Gesellschaft einen neuen Wright-Zweidecker, der mit unbeweglichem Schwanzteil versehen sein soll. Durch diese Änderung will Graf Lambert eine gute Längsstabilität erzielen.

Neue Flugmaschine in Konstanz. Nach zweijährigem Versuche haben Zist und Schlegel einen Eindecker gebaut, der jetzt auf dem Konstanzer Exerzierplatz seine ersten Fahrversuche unternommen wird. Der Drachenflieger ist mit einem leichten Flugmotor der Dürrkopp Werke in Bielefeld ausgerüstet.

Ein neuer deutscher Flieger. Der von Fritz Conrad, Berlin konstruierte Eindecker, der ca. 40 qm Tragfläche hat, wird in den nächsten Tagen auf dem Flugfelde von Johannisthal mit seinen ersten Flugversuchen beginnen. Der hierzu verwendete Motor leistet 35 PS und treibt zwei Propeller an, die je einen Durchmesser von 2 m haben.

Militärluftschiffahrt.

Vom deutschen Luftschiff Groß III. In den letzten Tagen unternahm das Militärluftschiff Groß III täglich Versuchsfahrten, die den Zweck hatten, die neuen Höhensteuerungen zu probieren. Die Versuche haben bewiesen, daß die Pumpanlagen für die Bedienung des Höhensteuers (Flüssigkeits-Laufgewichte) gut funktionierten, und daß die später neu zu erbauenden Luftschiffe alle mit dieser Neuerung versehen werden sollen.

Der erste deutsche Militäeräroplan. Der von der Versuchsabteilung der Verkehrstruppen zu Schöneberg erbaute erste Drachenflieger, der in seinen Hauptzügen sich an die Konstruktion des Wright Fliegers anlehnt, ist fertiggestellt. Der Konstrukteur dieses ersten Militärdrachenfliegers ist der Stuttgarter Regierungsbaumeister Hoffmann. Am 25. Januar wurden zum erstenmal von Regierungsbaumeister Hoffmann mit dem Drachenflieger Fahrtversuche auf dem Tempelhofer Felde unternommen. Der Apparat, der auch wie die Wrightschen Flieger von einer Startschiene starten muß, kam von der Startschiene nicht hoch. Derselbe kippte nach einigen Metern Anlauf stets um. Die Ursache scheint in einer ungünstigen Gewichtsverteilung zu liegen.

Eine Luftschiffabrik in England. Die englische Regierung hat in Aldershot eine Fabrik errichtet, in der sie Material und Motoren für Luftschiffe und Flugapparate bauen will. Durch diese Gründung der Fabrik will sich die englische Regierung unabhängig machen von den ausländischen Fabriken, die sich mit dem Bau von Luftschiffmaterial befassen. Zum Vorstand der ganzen Fabrikanlage ist der bekannte Aeronaut Oberst Cody ernannt worden. Als Vorstand des Konstruktionsbureaus ist der Konstrukteur Mervyn O'Gorman gewonnen worden. Für die Fabrikation von Ballonhüllen und Aeroplanstoffen ist der Luftschiffer Derbillet verpflichtet. In der Hauptsache will die englische Regierung Luftschiffmotoren bauen, die nach italienischen Patenten fabriziert werden. Der Betrieb dieser neuen Fabrik soll am 1. April eröffnet werden.

Das neue französische Militärluftschiff »Marchal«. Nach dem Unglück des Motorballons »République« boten die Gebrüder Lebaudy der französischen Regierung den im Bau befindlichen neuen Motorballon als Geschenk an. Wie nun die »La France militaire« mitteilt, hat das Kriegsdepartement das Geschenk der Gebrüder Lebaudy angenommen und bestimmt, daß der Name des neuen Luftschiffes nach dem Führer der verunglückten »République« »Kapitain Marchal« benannt wird. Die Fertigstellung des neuen Luftschiffes soll im Februar erfolgen, worauf dann sofort die ersten Fahrversuche unternommen werden sollen.

Das erste japanische Militärluftschiff. Die japanische Regierung hatte vor einem Jahre einen Offizier nach Europa gesandt, der sich mit dem Studium der Motorluftschiffahrt beschäftigen mußte. Die Studienreise, die sechs Monate dauerte, und auf der der Offizier England, Frankreich und Deutschland besuchte, hat vor einigen Wochen ihren Abschluß gefunden. Nach den Erfahrungen, die der Offizier auf seiner Studienreise durch Europa gesammelt hat, will nun die japanische Regierung einen Motorballon bauen, der bereits im Spätsommer seine ersten Fahrversuche in Tokio unternommen soll.

Das neue englische Kriegsluftschiff. Die englische Regierung bestellte bei der französischen Luftschiffbaufirma Lebaudy einen Lenkballon von 10400 cbm Inhalt. Dies ist der größte bis jetzt in Frankreich gebaute Lenkballon. Der Konstrukteur dieses englischen Luftschiffes Iuchmès hatte die Konstruktion der französischen Regierung zur Annahme angeboten, doch ist dieselbe auf das Angebot nicht näher eingegangen und verkaufte deshalb seine Konstruktion an die englische Regierung.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER
FLUGTECHNIKER

E. JOSSE
PROFESSOR DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

DR. H. REISSNER
PROFESSOR DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

26. Februar 1910.

Heft 3 u. 4.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 13.50 bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, solche für die Schriftleitung: Redaktion der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: •Flugtechnik•.

INHALT:

Einige für die Flugtechnik wichtige Beziehungen aus der Mechanik. Von Professor L. Prandtl in Göttingen (Fortsetzung). S. 25.
Die Aerodynamik als Grundlage der Luftschiffahrt. Von S. Finsterwalder, Professor an der Technischen Hochschule in München. Vortrag, gehalten in der 92. Jahresversammlung der Schweizerischen naturforschenden Gesellschaft zu Lausanne, am 6. September 1909 (Schluß). S. 39.
Die Prüfanlage für Luftschrauben auf der I.L.A. Von P. Béjeuhr. (Schluß). (Mit Tafel II.) S. 32.
Konstruktionsprinzipien der Motoren für Flugapparate. Von A. Vorreiter. (Fortsetzung). S. 34.

Bewertung des deutschen Wright-Patentes. Von Patentanwalt Apitz, Berlin. S. 39.
Neue Flugmotore. Von Ansbert Vorreiter. S. 41.
Neue Flugapparate. S. 44.
Sportlicher Teil (bearbeitet von O. Schmal-Carbur): Von den Berliner Flugplätzen. S. 45. — Sport-Nachrichten. S. 46.
Militärluftschiffahrt. S. 47. — **Denkmal für Lillenthal.** S. 48. — **Berichtigung.** S. 48.
Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 48.

Einige für die Flugtechnik wichtige Beziehungen aus der Mechanik.

Von Professor L. Prandtl in Göttingen. (Fortsetzung.)

Die Anwendung dieser Sätze über die Kreiselbewegung mag an den folgenden Beispielen gezeigt werden, mit denen ich zugleich die Verwendbarkeit des Kreisels für Flugmaschinen eingehend diskutieren will.

1. Beispiel: Auf einem Aeroplan sei ein Kreiselrad fest gelagert, so zwar, daß die Kreiselachse der Fahrtrichtung parallel liegt. Der Umlaufsinn mag so gewählt werden, daß er in der Fahrtrichtung gesehen, also für einen Beschauer hinter dem Aeroplan, mit dem Uhrzeigersinn übereinstimmt. Zunächst möchte es scheinen, daß dieser Kreisel geeignet wäre, das Aufkippen des Aeroplans wirksam zu verhindern. Bei rasch vorübergehenden Störungen wird dies, sofern der Kreisel kräftig genug ist, der Fall sein, bei lange dauernden Einwirkungen ergibt sich dagegen ein anderes Bild: es sei angenommen, daß am Aeroplan durch unrichtige Einstellung der Höhensteuerung ein aufkippendes Kräftepaar wirkt. Dieses bewirkt eine Präzession des Kreisels, durch die auch der Aeroplan mitgedreht wird; nach den im vorstehenden angegebenen Regeln muß sich der Aeroplan um die lotrechte Achse zur Seite drehen, und zwar nach rechts hin. Seine Vertikalfächen erhalten dadurch Seitendruck von links und es kommt so, wenn die Resultante dieser

Seitendrucke, wie bei allen erprobten Aeroplan-Bauarten, hinter dem Schwerpunkt angreift, ein linksdrehendes Kräftepaar¹⁾ in der wagrechten Ebene zur Geltung, das nun seinerseits wieder auf den Kreisel wirkt. Wenden wir unsere Kreiselregel zum zweiten Male an, so finden wir, daß sich jetzt ein Aufkippen ergibt; das aufkippende Kräftepaar hat also schließlich eine aufkippende Bewegung zur Folge, wenn auch wesentlich später und auf dem Umwege über eine Seitenablenkung. Wir hätten übrigens auch eine niederkippende Bewegung als Folge des aufkippenden Kräftepaares erzielen können (also einen Weg entgegengesetzt der Kraft!), wenn wir die Vertikalfächen des Aeroplans vorne angeordnet hätten (etwa wie beim ersten Santos-Dumontschen Apparat), so daß der Angriffspunkt des resultierenden Seitendrucks vor dem Schwerpunkt angegriffen hätte. Je nach der Flächenanordnung des Aeroplans kann das eine oder andere das richtige sein, d. h. bewirken, daß durch diese Bewegung das aufkippende Kräftepaar verkleinert wird. Es mag hier ohne Beweis die Regel angegeben werden, daß unter der Wirkung des Kreisels eine stabile Bewegung herauskommen kann, wenn bei nicht umlaufendem Kreisel das Längs- und das Seiten-Gleichgewicht des Aeroplans beide stabil

Berichtigung: Seite 4, Spalte 1, Zeile 32 von oben lies statt trachten beachten; Seite 5, Spalte 2, Fußnote ³⁾ lies statt vermutlichen minutlichen; Seite 21, Spalte 1, Zeile 37 von oben lies statt auf als; Seite 23, Spalte 1, Zeile 24 von oben lies statt Gradl Grade.

¹⁾ Als zweite Kraft des Kräftepaares ist die ihr gleiche und entgegengesetzte Trägheitskraft anzusehen, die wir im Schwerpunkt des Systems angreifend denken müssen, und die der Schwerpunktsbeschleunigung entspricht.

oder beide labil sind, daß dagegen eine labile, d. h. jede Störung verschlimmernde Bewegung entsteht, wenn das eine der beiden Gleichgewichte stabil, das andere labil wird.

Diese Betrachtung wäre nicht vollständig, wenn nicht auch noch erwähnt würde, daß bei der Seitensteuerung die auftretende seitliche Präzession mit einem vom Kreisel auf den Aeroplan ausgeübten Kräftepaar verbunden ist, das bei Steuerung nach rechts im Sinne eines Niederkippens, bei Steuerung nach links im Sinne eines Aufkippens wirkt. Der Vorgang bei der Einleitung der Seitensteuerung spielt sich — stabile Anordnung vorausgesetzt — so ab, daß bei der Drehung des Seitensteuers zunächst durch das hierdurch entstehende Kräftepaar ein Auf- (oder Nieder-)kippen entsteht, durch welches dasjenige Kräftepaar entsteht, dessen Präzession die gewünschte Seitenwendung ergibt. Es ist also immer die Seiten- und Höhensteuerung durch den Kreisel miteinander verquickt; und es ist sehr fraglich, ob dieser Nachteil gerne in den Kauf genommen würde. Es ist sogar überhaupt zweifelhaft, ob es nicht für ein sicheres Fliegen viel vorteilhafter ist, die Möglichkeit rascher Neigungsänderungen zu besitzen, als diese künstlich zu verlangen.

Man kann natürlich auch an andere Aufstellungen des Kreisels denken: bei senkrechter Achsenrichtung werden die Längsneigungen und Seitenneigungen verquickt, bei wagrechter Achse quer zur Fahrtrichtung die Seitendrehungen und Seitenneigungen. Die Veranlassung, warum ich gerade das Verhalten bei wagrechter Kreiselsachse parallel zur Fahrtrichtung so ausführlich besprochen habe, lag darin, daß jeder Aeroplan in seiner Schraube einen solchen Kreisel besitzt. Die Verhältnisse werden sich nun, wenn die Schraube nicht allzu schwer ist, nicht ganz so extrem gestalten, als es sich vorhin unter der Annahme, daß die Massenwirkung des Kreisels alles beherrsche, ergeben hatte. Die Trägheitswirkungen des ganzen Aeroplans, die vorher vernachlässigt waren, hier aber gegen die Kreiselwirkungen sehr wohl in Betracht kommen, haben zur Folge, daß sich das Verhalten des Aeroplans mehr dem ohne Kreisel annähert. Ein deutlicher Anteil der Kreiselbewegung dürfte indes an jedem Aeroplan mit einer Schraube zu bemerken sein.

Bei einem Aeroplan mit zwei gegenläufigen Schrauben heben sich die in den Schrauben entstehenden Kreiselwirkungen gegenseitig auf, denn bei jeder beliebigen Präzession entstehen wegen des umgekehrten Drehsinnes der beiden Schrauben zwei entgegengesetzte Kräftepaare, die zwar innere Kräfte am Flugmaschinengestell (bei Längsneigung Biegung, bei Seitendrehung Verdrehung) wecken können, aber nach außen als Gleichgewicht haltende Kräfte wirkungslos bleiben. An einer solchen Flugmaschine mit zwei Schrauben könnte man übrigens verhältnismäßig leicht einen einwandfreien Versuch darüber anstellen, welche Bewandnis es mit der Kreiselwirkung der Schrauben hat; man müßte nämlich nur einmal beide Schrauben gleichsinnig, und das andere Mal gegenläufig antreiben¹⁾.

2. Beispiel: Eine andere Wirkung erzielt man mit dem Kreisel, wenn man ihn auf dem Flugmaschinengestell nicht fest, sondern in einem leicht laufenden drehbaren Rahmen lagert. Dadurch, daß auf diese Weise jedes

¹⁾ Der Hauptgrund, warum die Brüder Wright ihre Schrauben gegenläufig angeordnet haben, dürfte wohl darin liegen, daß sie die störende Wirkung des Drehmoments der Schrauben beseitigen wollten. Da über diese Frage in letzterer Zeit mehrfach Meinungsverschiedenheiten aufgetaucht sind, mag sie hier kurz berührt werden. Nach einem Satz der Mechanik kommen für das äußere Verhalten eines Körpers, also seine Bewegung als Ganzes, lediglich die an ihm wirkenden äußeren Kräfte in Frage. Die inneren Kräfte (Getriebekräfte, Lagerdrücke, Spannungen im Gestell usw.) fallen, da sie sich immer nach

um die Gestellachse drehende Kräftepaar von dem Kreisel ferngehalten wird, kann die zu einem derartigen Kräftepaar gehörige Präzession nicht eintreten und es wird daher jede Bewegung der Gestellachse in Richtung dieser Präzession verhindert.

Will man z. B. alle Schwankungen der Längsneigung verhindern, so kann man dies durch einen Kreisel mit senkrechter Achse erreichen, der in einem Rahmen gelagert ist, der sich um eine der Fahrtrichtung parallele Achse drehen kann (oder aber durch einen Kreisel mit der Achse in der Fahrtrichtung, in einem um die Senkrechte drehbaren Rahmen, was sich jedoch wegen des Verhaltens bei schnellen Wendungen weniger empfiehlt). Ist nun ein störendes Kräftepaar vorhanden, das die Längsneigung zu verändern strebt, so veranlaßt dieses, indem es sich auf den Kreisel überträgt, eine Präzession desselben; da diese durch die Lagerung in dem beweglichen Rahmen ohne Widerstand vor sich gehen kann, und so keine neuen Kräfte geweckt werden, erfolgt keinerlei Drehung der Flugmaschine in Richtung des störenden Kräftepaares. Das Höhensteuer der Flugmaschine wird darum aber nicht überflüssig, es wird im Gegenteil wohl fortwährend betätigt werden müssen, denn der Kreisel darf sich bei seinen Präzessionsbewegungen nie allzu weit aus seiner Normalstellung entfernen, wenn er dauernd wirksam bleiben und keine unerwünschten Nebenwirkungen hervorbringen soll. Durch geeignete Verstellung des Höhensteuers wird man ihm aber immer gerade solche Präzession erteilen können, wie sie hierfür nötig sind. Man könnte auch daran denken, das Höhensteuer vom Kreisel selbst mittels eines Hilfsmotors betätigen zu lassen. Bei dieser Einrichtung wäre ein fast vollkommenes automatisches Konstanthalten der Längsneigung zu erwarten. Die Längsneigung könnte dann nur dadurch geändert werden, daß man zwischen dem sonst frei drehbaren Kreiselrahmen und dem Flugmaschinengestell ein Kräftepaar zur Wirkung bringt (durch einen Handhebel o. dgl.), durch das eine Präzession im Sinne einer Längsneigung hervorgerufen wird.

Es ist klar, daß man dieselbe Anordnung, um einen rechten Winkel gedreht, auch für die Fernhaltung von Seitenneigungen verwenden könnte, sowie, daß man durch zwei getrennte Kreisel dieser Art jede Neigungsänderung der Flugmaschine verhindern könnte. Indes ist es fraglich, ob überhaupt ein Bedürfnis für dieses Parallelhalten beim Aeroplan besteht und ob nicht eine tunlichst rasche Neigungseinstellung viel mehr am Platze ist, damit dadurch ein rasches Parieren der Windstöße ermöglicht wird.

3. Beispiel. Von den vielen Möglichkeiten, einen Kreisel anzuordnen, sei nur noch kurz der völlig freie Kreisel besprochen, der in einem doppelten Rahmen (wie das sog. Gyroskop) allseitig drehbar gelagert ist. Dieser behält, wenn er völlig ausbalanciert ist und keine störenden Kräfte auf ihn wirken, seine Richtung im Raume unverändert bei. Man kann ihn z. B. zur Betätigung des Seitensteuers — am besten unter Zwischenschaltung eines Hilfsmotors — verwenden, in ähnlicher Weise, wie dies bereits bei den Torpedos gemacht wird. Bei jeder Richtungsänderung der Flugmaschine wird eine Steuer-

dem Prinzip von Aktion und Reaktion anordnen, aus der Betrachtung heraus. Äußere Kräfte am Aeroplan sind lediglich die Schwere und die Luftkräfte an Trag- und Steuerflächen und an den Schrauben, daneben verschiedene Luftwiderstände. Bei zwei gegenläufigen Schrauben ergeben sich zwei sich addierende Schraubenschübe, daneben zwei gleiche und entgegengesetzt gerichtete Drehmomente; bei gleichsinnig umlaufenden Schrauben ergeben dagegen die sich addierenden Drehmomente bei jeder Ungleichmäßigkeit der Motorkraft eine Störung des Gleichgewichts.

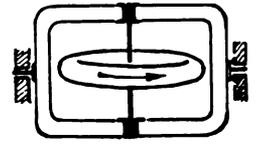


Fig. 8.

legung hervorgerufen, durch die die Richtungsänderung wieder rückgängig gemacht wird; Wendungen der Fahrtrichtung können dann durch geeignete Kraftäußerungen auf den Kreisel seitens des Führers hervorgebracht werden. — Wie ich glaube, hat diese Anwendung des Kreisels, für die bereits ein verhältnismäßig kleiner Apparat genügt, die meiste Aussicht auf praktische Anwendung in der Flugmaschine.

3. Stabilitätsfragen.

Wenn die Längsachse eines in Fahrt begriffenen Luftschiffes einen Winkel mit der Fahrtrichtung bildet, so tritt ein Kräftepaar auf, das entweder das Schiff in die Fahrtrichtung zurückzudrehen oder es noch weiter abzdrehen strebt. Im ersteren Fall wird das Luftschiff sich von selbst wieder gerade richten, es wird sich »stabil« bewegen; im letzteren Fall wird es im allgemeinen fortwährenden Steuerlegens bedürfen, um den geraden Kurs einzuhalten.

Es ist nun mehrfach die Frage aufgeworfen worden, ob sich bei solchen Drehungen das Schiff um seinen Schwerpunkt drehen wird oder um irgendeinen anderen Punkt. Diese Frage ist insofern falsch gestellt, als man nach den Lehren der Kinematik die allgemeinste Bewegung eines starren Körpers darstellen kann durch die Bewegung eines beliebig gewählten Punktes des starren Körpers und eine Drehung des Körpers um diesen Punkt (wobei im allgemeinen die Drehachse ihre Richtung fortwährend ändert); hiernach ist also mit der Festsetzung irgendeines Punktes als Drehpunkt noch keinerlei Aussage über die Art der Bewegung verbunden.

Eine andere Art von Drehpunkt läßt sich für die ebene Bewegung eines starren Körpers angeben, d. h. für eine Bewegung der Art, daß alle Punkte des Körpers Bahnen beschreiben, die einer bestimmten Ebene parallel laufen; hierbei läßt sich jede Bewegung — abgesehen von der Parallelverschiebung — auffassen als eine Drehung um eine zur Ebene senkrechte Achse, wobei dann wieder die Achse im allgemeinen fortwährend ihre Lage wechselt, so daß nur jeder unendlich kleine Schritt der Bewegung als eine einfache Drehung aufgefaßt werden kann. Es ist klar, daß sich für kleine Drehungsschwankungen, die sich über eine kräftige Vorwärtsbewegung lagern, Drehachsen der oben genannten Art ergeben, die weit ab vom Luftschiffkörper liegen und z. B. bei einer Schwingung um eine lotrechte Achse bald links, bald rechts vom Schiff zu finden sind.

Ist nun, wie zu erwarten war, für diese Art Achsen die Antwort auf unsere Frage negativ ausgefallen, so läßt sich andererseits die Fragestellung schärfer so fassen (sie ist offenbar von Anfang an so gemeint): Ergibt sich für die Bewegung des Luftschiffs relativ zu einem Koordinatensystem, das sich gleichförmig mit der mittleren Geschwindigkeit des Luftschiffs bewegt, also für die Störungsbewegung, die nach Abzug der mittleren Fahrtbewegung verbleibt, ein fester Drehpunkt, und wie wird er gefunden? Indes auch diese Frage muß verneint werden. Der Grund liegt im wesentlichen darin, daß das Luftschiff, während es schräg liegt, auch Seitenverschiebungen seines Schwerpunkts erfährt, und so die Lage der momentanen Drehachse fortwährend wechselt.

Zur wirklichen Lösung führen die folgenden Beziehungen, die ihrer allgemeinen Gültigkeit wegen besonders hervorgehoben werden mögen:

1. Die Bewegung eines Schwerpunktes eines starren Körpers (oder auch eines Systems von Körpern) erfolgt gerade so, als wenn alle Massen in ihm vereinigt wären und alle äußeren Kräfte des Systems an ihm angriffen.

II. Die Drehbewegung des starren Körpers um seinen Schwerpunkt (bzw. die resultierende Drehung des Körpersystems um den Systemschwerpunkt) erfolgt unter der Wirkung der Drehmomente der äußeren Kräfte bezüglich des Schwerpunkts so, als ob der Schwerpunkt festgehalten wäre.

Unter äußeren Kräften sind dabei alle diejenigen zu verstehen, die aus der Wechselwirkung der Massen des betrachteten Systems mit fremden Massen entspringen (also Schwerkraft, Auflagerkräfte, Luftkräfte usw.) Alle inneren Kräfte, d. h. solche, die aus Wechselwirkung zwischen den Massen des Systems hervorgehen (also Motorkräfte, Getriebekräfte usw.) heben sich nach dem »Prinzip von Aktion und Reaktion« aus den obigen Beziehungen heraus und sind daher ohne jeden direkten Einfluß auf die Bewegung des Schwerpunkts und auf die allgemeine Drehung um den Schwerpunkt.

Bei unserm Problem der Schwingung eines Luftschiffkörpers entsteht nun eine Verkoppelung der Aussagen beider Sätze dadurch, daß durch seitliche Bewegungen des Schwerpunkts der Einfallwinkel des Luftstroms und somit das verdrehende Kräftepaar verändert wird, und andererseits bei schnellen Drehungen von den Stabilisierungsflächen usw. Seitenkräfte ausgeübt werden.

Will man in eine mathematische Behandlung solcher Bewegungen eintreten, so bedient man sich meist der »Methode der kleinen Schwingungen« d. h. man betrachtet nur sehr kleine Bewegungen dieser Art, wobei dann die einzelnen Kraftwirkungen usw. sich mit genügender Annäherung durch lineare Ausdrücke in den Koordinaten und Geschwindigkeiten ausdrücken lassen. Dadurch wird die ganze Rechnung soweit vereinfacht, daß man auch in verwickelten Fällen zu einer Lösung gelangen kann. Die vereinfachte Theorie der gewöhnlichen Pendel-Schwingungen, bei der z. B. η statt $\sin \eta$ gesetzt wird, mag als ein bekanntes und sehr einfaches Beispiel für dieses Verfahren angeführt werden: Wie sich hier der Charakter der Bewegung, den die kleinen Schwingungen aufweisen, auch noch annähernd bei mäßig großen Schwingungen wiederfindet, so wird man auch bei anderen Schwingungsvorgängen mit einigem Vorbehalt von den kleinen Schwingungen auf die endlichen Schwingungen schließen können.

Dieser dynamischen Methode steht gegenüber eine statische Betrachtungsweise, bei der man sich damit begnügt, bei einer Richtungsabweichung des Luftfahrzeugs die Kräfte zu bestimmen und zuzusehen, ob durch die Wirkung dieser Kräfte eine Bewegung einsetzt, durch die die Störung verringert oder vermehrt wird. Dieses Verfahren kann jedoch keinen vollgültigen Aufschluß darüber geben, ob nicht vielleicht die entstandene Bewegung nach einer anfänglichen Verringerung des Ausschlages sich so fortsetzt, daß nach einiger Zeit größere Ausschläge als zuvor entstehen, denn es belehrt nur über das Verhalten in der allernächsten Zeit; es ist demnach durchaus unzureichend. Stabil wird man nur ein System nennen können, bei dem jede anfängliche kleine Störung Bewegungen hervorruft, die dauernd unter einer gewissen Grenze bleiben. Wachsen die Ausschläge aber dauernd an — das ist auch bei Systemen möglich, die nach der statischen Betrachtung als stabil erscheinen — so wird man das System labil nennen müssen. Man sieht hieraus, daß nur die dynamische Methode zuverlässige Ergebnisse liefern kann; dabei soll indes nicht geleugnet werden, daß auch durch die statische Methode bei vorsichtiger Anordnung nützliche Aufschlüsse gewonnen werden können.

Im folgenden mag nun, um zu zeigen, wie mit der Methode der kleinen Schwingungen gearbeitet wird, ein

möglichst einfaches Beispiel näher behandelt werden. Dabei ist freilich unvermeidlich, weil in der Sache begründet, daß hierbei wesentlich mehr Mathematik zur Anwendung kommt als in den vorangehenden Abschnitten.

Es handle sich um die Seitenstabilität eines Motorluftschiffes. Es sei angenommen, daß der Schwerpunkt in der Längsachse des Ballonkörpers liege; das trifft zwar in Wirklichkeit nie zu, aber es vereinfacht unsere Betrachtung dadurch sehr wesentlich, daß jetzt die Pendelschwingungen des Luftschiffs um die Längsachse, die sich sonst mit jeder Seitenbewegung des Luftschiffs verbinden, in Wegfall kommen. In gleicher Weise mag noch angenommen werden, daß sowohl die Resultante des Luftwiderstandes bei gerader Fahrt, wie auch der Propellerschub in die Längsachse des Ballonkörpers fallen. Propellerschub und Luftwiderstand in der Längsrichtung mögen jederzeit im Gleichgewicht stehen und sich deshalb aus unseren weiteren Betrachtungen fortheben. Die zu erwartende Seitenbewegung wird nun aus zwei Anteilen bestehen, nämlich einer seitlichen Verschiebung des Schwerpunkts und einer Verdrehung des Körpers um eine lotrechte Achse durch den Schwerpunkt. Benutzt man ein Koordinatensystem, dessen X -Achse nach der mittleren Fahrtrichtung orientiert ist, während die Z -Achse die Lotrechte angibt, dann ist die Seitenverschiebung durch die Koordinate y zu messen; der Winkel der Luftschiffachse mit der X -Achse heiße ϑ . (Siehe die Fig. 9.) Die Verdrehung sei klein genug, daß man $\sin \vartheta = \operatorname{tg} \vartheta = \vartheta$ und $\cos \vartheta = 1$ setzen darf. Dann wird die X -Bewegung des Schwerpunkts mit genügender Annäherung als gleichförmig angesehen werden dürfen; ihre Geschwindigkeit heiße v . Auf die Y -Bewegung des Schwerpunkts wirken beschleunigend zwei Kräfte, eine, die von der Winkelabweichung α zwischen der Luftschiffachse und der Richtung der Schwerpunktsbewegung herührt und bei kleinem α diesem Winkel proportional ist, dann eine zweite, die bei schnellen Drehungen hauptsächlich durch Ruderwirkung der Stabilisierungsflächen entsteht und der Winkelgeschwindigkeit der Drehung $\frac{d\vartheta}{dt}$ proportional ist.

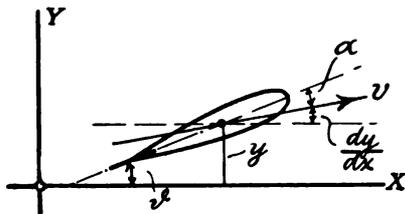


Fig. 9.

Hiermit wird die Kraft in der Y -Richtung:

$$Y = a\alpha + b \frac{d\vartheta}{dt}$$

Für das Drehmoment der Luftkräfte erhält man ebenfalls zwei Anteile, von denen der erste proportional α ist und die Richtkraft des schräg zur Fahrtrichtung stehenden Luftschiffkörpers darstellt; der zweite rührt von der Drehbewegung her und stellt eine der Drehgeschwindigkeit proportionale Dämpfung dar. Für dieses Drehmoment ergibt sich also ein Ausdruck:

$$M = -c\alpha - k \frac{d\vartheta}{dt}$$

Die Vorzeichen in den Gleichungen für Y und M sind hierbei so gewählt, daß positiven Werten der Größen a , b , c , k diejenigen Verhältnisse entsprechen, wie sie durch Anbringung von großen Stabilisierungsflächen bei einem Luftschiff erreicht werden (die Momente sind hier beide rückführend.)

Der Winkel α kann laut Figur so ausgedrückt werden:

$$\alpha = \vartheta - \frac{dy}{dx} = \vartheta - \frac{1}{v} \frac{dy}{dt}$$

(wegen $\frac{dy}{dx} = \frac{dy}{dt} : \frac{dx}{dt} = \frac{1}{v} \frac{dy}{dt}$)

Ist nun m die Masse und Θ das Trägheitsmoment des Luftschiffs (zu beiden müßten streng genommen noch Zuschläge wegen der Trägheitswirkungen der angrenzenden Luftmassen gemacht werden), so gelten die zwei Gleichungen:

$$(1) \quad m \frac{d^2 y}{dt^2} = Y = a \left(\vartheta - \frac{1}{v} \frac{dy}{dt} \right) + b \frac{d\vartheta}{dt}$$

$$(2) \quad \Theta \frac{d^2 \vartheta}{dt^2} = M = -c \left(\vartheta - \frac{1}{v} \frac{dy}{dt} \right) - k \frac{d\vartheta}{dt}$$

Dies sind zwei gekoppelte lineare Differentialgleichungen zweiter Ordnung mit konstanten Koeffizienten, deren Theorie vollständig ausgearbeitet vorliegt. Man setze:

$$y = Ae^{\lambda t}; \quad \vartheta = Be^{\lambda t}.$$

Trägt man diese Werte in die Gleichungen ein, so erhält jedes Glied den Faktor $e^{\lambda t}$, der deshalb gestrichen werden kann. Nach einigen Vereinfachungen erhält man:

$$(1) \quad A\lambda \left(m\lambda + \frac{a}{v} \right) = B(a + b\lambda) \quad (3a)$$

$$(2) \quad A\lambda \frac{c}{v} = B(\Theta\lambda^2 + k\lambda + c) \quad (3b)$$

Diese beiden Gleichungen sind nur verträglich, wenn der Quotient der linken Seiten gleich dem der rechten Seiten ist. Dies führt zu einer Bestimmungsgleichung für λ . Man erhält nach Ordnung der Glieder die quadratische Gleichung:

$$m v \Theta \lambda^2 + (m v k + a \Theta) \lambda + m v c + a k - b c = 0,$$

$$\text{die durch Einführung von } p_1 = \frac{m v k + a \Theta}{2 m v \Theta}$$

$$\text{und } p_2 = \frac{m v c + a k - b c}{m v \Theta} \text{ die einfache Form:}$$

$$\lambda^2 + 2 p_1 \lambda + p_2 = 0 \text{ gewinnt.}$$

Hiermit ergeben sich für den Exponenten λ die zwei Werte

$$\lambda_1 = -p_1 + \sqrt{p_1^2 - p_2}$$

$$\lambda_2 = -p_1 - \sqrt{p_1^2 - p_2}$$

Die allgemeine Lösung unserer Differentialgleichungen lautet jetzt:

$$y = A_1 e^{\lambda_1 t} + A_2 e^{\lambda_2 t} + A_3 + B_3 v t$$

$$\vartheta = B_1 e^{\lambda_1 t} + B_2 e^{\lambda_2 t} + B_3.$$

Daß die Glieder mit A_3 und B_3 zugefügt werden dürfen, davon kann man sich durch Einsetzen in die Differentialgleichung überzeugen.¹⁾ Zwischen A_1 und B_1 sowie zwischen A_2 und B_2 ist durch die Gleichungen 3 ein Zusammenhang hergestellt, so daß, wie es sein muß, vier willkürliche Größen bestehen bleiben.

Handelt es sich nicht darum, für bestimmte Anfangsbedingungen die Lösung vollständig zu berechnen, sondern nur um die Entscheidung, ob die Bewegung stabil oder instabil ist, so genügt es vollkommen, die Werte, die der Exponent λ annimmt, näher zu betrachten.

Diese Werte können entweder reell oder imaginär oder komplex ausfallen. Ist λ reell positiv, so wächst die

¹⁾ Die Integrationskonstanten A_3 und B_3 kommen dadurch herein, daß in der Gleichung für λ zweimal der Faktor λ weggefallen war, was einer Doppelwurzel $\lambda = 0$ entspricht.

Funktion $e^{\lambda t}$ mit wachsender Zeit unbegrenzt an, ist es reell negativ, so nimmt $e^{\lambda t}$ ab und nähert sich dem Wert Null. Ist λ komplex, also etwa $\lambda = \mu + i\nu$, wo $i = \sqrt{-1}$, so ist nach einer bekannten Formel

$$e^{\lambda t} = e^{\mu t} (\cos \nu t + i \sin \nu t).$$

Die Funktion ergibt hier also eine Schwingung, deren Amplitude entsprechend $e^{\mu t}$ zu- oder abnimmt. Zunahme ist vorhanden, wenn μ positiv, Abnahme, wenn μ negativ ist. Ist λ rein imaginär, so entspricht dies $\mu = 0$, es ergeben sich hier Schwingungen von konstanter Amplitude. Damit man ein mechanisches System als stabil bezeichnen kann, müssen nach früherem die Bewegungen, die aus kleinen Störungen folgen, dauernd klein bleiben, es dürfen also keine mit der Zeit anwachsenden Ausschläge vorkommen. Hieraus folgt, daß von den Werten, die der Exponent λ annehmen kann, keiner reell positiv und auch keiner komplex mit positivem reellen Teil sein darf.

Für unseren Fall ist nun leicht zu sehen, welcher Bedingung die Koeffizienten der quadratischen Gleichung für λ genügen müssen, damit die eben genannte Bedingung erfüllt ist: es muß p_1 positiv sein und $\sqrt{p_1^2 - p_2}$ entweder kleiner als p_1 oder imaginär sein; dazu ist aber nur nötig, daß p_2 ebenfalls positiv ist. Beachtet man, welche Bedeutung p_1 und p_2 haben, so findet man die notwendigen Stabilitätsbedingungen:

$$m v k + a \Theta > 0$$

$$(m v - b) c + a k > 0$$

Da die Größen m , v und Θ immer positiv sind, und a und k ihrer Bedeutung nach auch wohl sein müssen, ist die erste Bedingung immer erfüllt. In der zweiten dürfte b wohl meist ein kleiner Betrag sein, so daß sie im wesentlichen als Bedingung für den wichtigen Koeffizienten c ($c\alpha =$ richtendes Kräftepaar bei Schiefstellung des Ballonkörpers) gelten kann. Man erhält:

$$c > -\frac{a k}{m v - b}$$

Die statische Betrachtung ergibt als Stabilitätsbedingung $c > 0$; hier ist also, wenn die statische Bedingung erfüllt ist, die dynamische sicher erfüllt. Das ist aber nicht immer so; es ist auch der Fall denkbar, daß statische Stabilität mit dynamischer also wirklicher Instabilität zusammenfällt. Ganz ähnlich wie in diesem Beispiel kann auch in verwickelteren Fällen verfahren werden; hätte man z. B. die Pendelungen um die X -Achse mit berücksichtigt, die bei tiefer Schwerpunktslage zu den Seitenschwankungen hinzutreten würden und die durch die Schwerpunktsverlagerungen auch die Seitenschwankungen selbst etwas beeinflussen, so wäre man auf eine Gleichung vierten Grades für λ gekommen, die sich auch in ganz ähnlicher, nur umständlicher Weise verwerten läßt, wie unsere Gleichung zweiten Grades.

Für die Frage nach der Stabilität einer Flugmaschine läßt sich die Methode der kleinen Schwingungen ebenfalls anwenden. Hier möge darauf nicht weiter eingegangen werden, weil diese Aufgabe ganz ausführlich in einem Aufsatz von Dr. Deimler in dieser Zeitschrift behandelt werden wird.

Dagegen möge hier noch die allgemeine Frage behandelt werden, welche Anzahl von Teilbewegungen man im allgemeinen Fall zu berücksichtigen hat. Wir trennen zunächst in Schwerpunktsbewegung und Drehung um den Schwerpunkt. Die erstere wird in drei Komponenten nach X , Y und Z zerspalten; die letztere läßt sich ebenfalls in drei Drehungen um die drei Koordinaten-

achsen zerlegen (Drehwinkl φ , ψ , ϑ); die Zerlegung wird allerdings nur einfach, wenn die Drehwinkel klein sind. Eine solche Zergliederung wird überall da von Nutzen sein, wo es gilt, kleine Schwankungen allgemeiner Art bei einem starren Körper zu betrachten. Wir finden sie in der technischen Literatur bereits in der Theorie der Schiffsschwankungen und in der der störenden Bewegungen der Lokomotive. Man hat hier der Bequemlichkeit halber die einzelnen Bewegungsanteile mit besonderen Namen belegt. Man findet z. B. (vgl. die Fig. 10, in der die X -Richtung die Fahrtrichtung bedeuten soll) die Bezeichnungen:

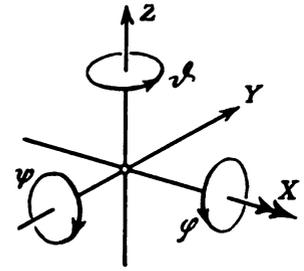


Fig. 10.

Man findet z. B. (vgl. die Fig. 10, in der die X -Richtung die Fahrtrichtung bedeuten soll) die Bezeichnungen:

	Beim Schiff:	Bei der Lokomotive:
X	fehlt	Zucken
Y	fehlt	fehlt
Z	Wogen	Wogen
φ	Rollen	Wanken
ψ	Stampfen	Nicken
ϑ	Gieren	Schlingern.

Es wird zweckmäßig sein, daß man sich auch in der Theorie der Aeroplanschwankungen auf passende Ausdrücke für die Teilbewegungen einigt. Ein Vorschlag hierfür mag hier Platz finden:

1. Schwerpunktsbewegung:

nach X (Geschwindigkeitschwankung) . . .	Stoßen
nach Y (Seitenverschiebung)	Abtreiben
nach Z (Höhenverschiebung)	Wogen

2. Drehungen:

um X -Achse (φ) (Seitenneigung) . . .	Rollen
um Y -Achse (ψ) (Längsneigung) . . .	Kippen
um Z -Achse (ϑ) (Kreisänderung) . . .	Drehen.

Im allgemeinsten Fall sind alle diese »sechs Freiheitsgrade« miteinander verkoppelt. Da jeder Freiheitsgrad eine Differentialgleichung zweiter Ordnung liefert, ergeben sich zunächst zwölf Ordnungen und demgemäß auch eine Gleichung zwölften Grades für λ . Diese erniedrigt sich allerdings für alle Koordinaten, deren Festlegung für die Bestimmung der Luftkräfte unwesentlich ist, wieder um je einen Grad; hierher gehören die drei Schwerpunktsverschiebungen und der Kurswinkel ϑ , so daß also endgültig der achte Grad erhalten wird. Bei einem Gleitflieger ohne Schraube, der vollkommen symmetrisch gestaltet ist, trennen sich die Bewegungen innerhalb der senkrechten Ebene durch die Fahrtrichtung von den übrigen Bewegungen ab, d. h. sind mit ihnen durch keinerlei Kräfte verkoppelt, man erhält somit zwei selbständige Gruppen von Bewegungen. Die eine, Stoßen, Wogen und Kippen (X , Z , ψ) bilden zusammen die »Längsschwankung«. Die andere, Drehen, Rollen und Abtreiben (ϑ , φ , Y) bilden die »Seitenschwankung«. Wie bemerkt werden möge, ergeben sich hierfür zwei Gleichungen vom vierten Grade. Jeder innere Freiheitsgrad (also Motor mit Schraube, automatische Steuermechanismen usw.) erhöht das Gleichungssystem um zwei Grade, so daß man leicht sieht, daß sich in verwickelteren Fällen die Rechenschwierigkeiten sehr rasch vermehren.

Ich bin mir wohl bewußt, in diesem Abschnitt an den Leser weit höhere Anforderungen gestellt zu haben, als in den beiden ersten. Ich glaubte aber, da ich einmal den Gegenstand berührt habe, denjenigen Lesern, die gerne tiefer in die Dinge hineinsehen wollen, mit dieser kurzen Einführung in die Methode der kleinen Schwingungen einen Dienst erweisen zu sollen. Eine

ausführliche Begründung dieser Methode und ihre Anwendung auf viele Beispiele findet sich in dem Buche von Routh, Dynamik der Systeme starrer Körper (aus dem Englischen übersetzt von Schepp).

Der nächste und letzte Abschnitt, der vom Luftwiderstand handeln soll, wird wieder wesentlich einfacher gestaltet werden können. (Schluß folgt.)

Die Aerodynamik als Grundlage der Luftschiffahrt.

Von S. Finsterwalder, Professor an der Technischen Hochschule in München.

Vortrag, gehalten in der 92. Jahresversammlung der Schweizer, naturforschenden Gesellschaft zu Lausanne, am 6. September 1909. (Schluß.)

Wird der Körper angeblasen, so zeigt das Manometer die an der Öffnung herrschende Druckdifferenz gegenüber dem Atmosphärendruck der unbewegten Luft an. Um die Methode ausführen zu können, braucht man Luftgeschwindigkeiten von mindestens 10 m, wobei die Druckdifferenzen immer noch unter 5 mm Wassersäule bleiben. Die von Recknagel ausgiebig verwendete Methode hat den prinzipiellen Nachteil, daß sie die Luftreibung im engeren Sinn nicht berücksichtigt.

Einfacher ist die Ausführung der Bestimmung der Gesamtwirkung des Luftwiderstandes, die im wesentlichen darin besteht, daß der Körper in vorgegebener Stellung dem Luftstrom ausgesetzt wird, wobei die ihn haltenden Organe mit Vorrichtungen ausgestattet sind, die gestatten, die auf sie übertragenen Drücke oder Drehmomente zu messen. Aus ihnen läßt sich dann das von Luftwiderstand und Schwere gemeinsam erzeugte Kräftesystem (Resultante und resultierendes Moment) berechnen, woraus nach Abzug der Wirkung der Schwerkraft die des Luftwiderstandes übrig bleibt. Eine Fehlerquelle bildet natürlich dabei immer der Luftwiderstand der Halte- und Meßvorrichtungen. Auf diesem Wege sind die Lilienthalschen Bestimmungen des Luftwiderstandes schwach gekrümmter Flächen und die Langleyschen Untersuchungen über den Widerstand ebener Platten entstanden.

Diese zweite Methode berücksichtigt außer dem eigentlichen Luftwiderstand auch noch die Oberflächenreibung und durch Kombination beider Methoden ist eine Trennung der beiden Teile des Luftwiderstandes möglich. Für die praktische Ausführung beider Methoden ist von entscheidender Wichtigkeit, ob dabei der Körper ruht und die Luft sich bewegt, oder umgekehrt. Beide Möglichkeiten stoßen auf nicht geringe Fehlerinflüsse, die die Geduld des Beobachters auf das äußerste beanspruchen. Bei bewegtem Körper in ruhender Luft müssen mindestens die Meßgeräte (so beim Rundlaufapparat), manchmal sogar der Beobachter, wenn etwa auf einem laufenden Wagen gemessen werden soll, mit bewegt werden. Dadurch entstehen schädliche Luftströmungen, die besonders bei Anwendung des Rundlaufapparates und größeren Geschwindigkeiten leicht verhängnisvoll werden. Beobachtet man gar im Freien, so stört die stets vorhandene und kaum fühlbare Luftbewegung die Resultate erheblich.

Man ist daher neuerdings zu der Beobachtungsmethode bei feststehenden Körpern in bewegter Luft übergegangen. In einem Kanal von großem Querschnitt wird mit einem Ventilator durch Saug- oder Druckwirkung ein kräftiger Luftstrom erzeugt, dem dann die zu untersuchenden Körper ausgesetzt werden. Leider ist ein solcher Luftstrom zunächst nichts weniger als homogen und von gleicher Geschwindigkeit. Die Luftbahnen sind vielmehr schraubenförmig angeordnet und außerdem noch mit erheblicher Turbulenz behaftet. Durch ein kompliziertes System von Führungen gelingt es schließlich, den

Luftstrom so zu richten, daß er auf eine genügende Versuchsstrecke annähernd parallel, gleichförmig und pulsationsfrei ist. Zu dieser Beruhigung ist ein verhältnismäßig großer Energieaufwand erforderlich, der etwa $\frac{1}{3}$ des zur Erzeugung des ursprünglichen Luftstromes nötigen beträgt. Die erste größere Einrichtung dieser Art wurde 1906 auf Anregung von Joukowsky in Kutschino bei Moskau mit einer Röhre von 1,2 m Weite und Geschwindigkeiten bis 6,5 m getroffen und zwar nach dem Vorgange von Charles Renard, der in Meudon bei Paris einen kleinen Versuchsapparat mit 0,3 m Durchmesser ausprobiert hatte. In noch größerem Maßstab mit einem Kanal von 2 m im Quadrat ist gegenwärtig das aerodynamische Institut in Göttingen von Professor Prandtl ausgestattet, wobei ein 40pferdiger Ventilator verwendet wird, mit dem man 10 m Geschwindigkeit erzeugen kann. Prandtl hat die Vorrichtungen zur Beruhigung des Luftstromes am feinsten ausgebildet, die Abweichungen der Einzelgeschwindigkeiten vom Mittel bleiben unter 2%. (Zeitschr. d. Ver. deutscher Ing. Bd. 53, S. 1711, 1909).

Die beiden bisher betrachteten Methoden sind statische, insofern bei ihnen der Luftwiderstand im Beharrungszustande der Bewegung gemessen wird. Es gibt aber auch eine dynamische Methode, die darauf beruht, daß man die Bewegungen studiert, die Körper unter dem Einfluß des Luftwiderstandes ausführen und aus diesen Bewegungen auf die Größe und Richtung des Luftwiderstandes schließt. Es handelt sich dabei in erster Linie um Gleitflugversuche in ruhender Luft mittels Modellen, dann um Versuche mit Modellen, die Motoren tragen (zumeist tordierte Gummischüre). Aber auch Gleitversuche mit bemannten Apparaten, wie sie zuerst von Lilienthal in erfolgreichster Weise durchgeführt wurden, und schließlich die Flüge mit wirklichen Flugmaschinen können zur Ermittlung des Luftwiderstandes nach dieser dynamischen Methode dienen. Es leuchtet ein, daß Versuche dieser Art am schwersten zu deuten sind und gewissermaßen nur als »Experimenta crucis« gelten können, um die aus den statischen Methoden gewonnenen Ergebnisse im großen zu erhärten. Als erfolgreichster Experimentator mit kleinen Gleitflugmodellen hat sich Lanchester bewährt, welcher eine Reihe von schwierigen Versuchen mit kleinen Glimmermodellen dazu benutzt hat, Oberflächenreibung und Luftwiderstand an Aeroplanen getrennt zu bestimmen. Unter den Experimentatoren im großen nach der dynamischen Methode stehen zweifellos die Gebrüder Orville und Wilbur Wright obenan. Das Wenige, was sie über ihre Gleitflugversuche und sonstigen Experimente vor ihren epochemachenden Motorflügen im Jahre 1903 veröffentlicht haben, zeigt, daß sie in durchaus systematischer Weise vorgegangen sind und die beiden sich leicht störenden Forderungen wissenschaftlicher Erkenntnis und technischer Verwertbarkeit in geradezu genialer Weise zu vereinigen wußten. Nichts wäre falscher, als den Erfolg dieser

Männer in erster Linie kühnem Draufgängertum und akrobatischer Geschicklichkeit zuzuschreiben, die wissenschaftliche und technische Leistung, die ihre Arbeit gezeitigt hat, sollte sie vor der zweifelhaften Ehre bewahren, mit den Kämpfen der Radrennbahn auf gleiche Stufe gestellt zu werden.

Zu den Problemen, welche die Praxis der Luftschiffahrt in den Vordergrund gerückt hat, und die bei dem früheren theoretischen Betrieb der Aerodynamik kaum als Kuriosa gestreift wurden, ist das der Stabilität des Fluges in erster Linie zu zählen. Bei den Lenkballons trat es zuerst auf, als die starken Motoren größere Geschwindigkeiten ermöglichten. Der nächste Erfolg war eine gesteigerte Instabilität, welche die Lenkbarkeit gänzlich in Frage stellte. Sie wurde praktisch nach dem Vorschlage von Charles Renard dadurch erzielt, daß man den fischförmigen Körper mit passenden Hinterflossen, einer sogenannten Befiederung versah, welche dem Bestreben des ungefederten Ballonkörpers sich bei einer kleinen Störung seiner parallelen Lage zur Windrichtung schiefe, ja schließlich quer zu ihr zu stellen, entgegentritt, und, wenn sie im richtigen Ausmaß gewählt ist, um so mehr entgegentritt, je schneller der Ballon bewegt ist. Ch. Renard hat durch Modellversuche die ablenkenden Kräfte des Luftwiderstandes bei verschiedenen Stellungen des Ballonkörpers studiert und darauf die Theorie der Befiederung begründet, welche erst im kleinen und später bei allen schneller bewegten Luftballons im großen betätigt wurde.

Bei den Flugmaschinen liegt die Frage der Stabilität etwas anders. Schon 1871 hatte Pénard an freifliegenden Modellen gezeigt, daß sich durch Anfügung eines ebenen Schwanzes, der gegen die Haupttragflächen unter schwachem Winkel geneigt ist, vollkommene Stabilität erzielen läßt, und seither haben die Erfahrungen an Kastendrachen, die sich von der Schnur loslösten, die Möglichkeit eines automatisch stabilen Fluges ergeben, ja es zeigte sich, daß schon eine ebene Platte mit exzentrischem Schwerpunkt eines solchen Fluges fähig ist. Vor wenigen Jahren hat die von Routh ausgebildete Theorie der Stabilität von Bewegungen einen mathematischen Ansatz ermöglicht, der unter der Voraussetzung der Kenntnis empirischer Daten die Frage nach dem Vorhandensein und dem Grade der Stabilität innerhalb eines sehr kleinen Störungsbereiches mathematisch zu entscheiden und sogar die Schwingungen, die ein Flugkörper unter dem Einfluß kleiner Störungen um die ungestörte Bahn ausführt, zu berechnen gestattet. Ich muß dabei nachtragen, daß schon Joukovsky vor langem (1891), die Bahnen eines annähernd ebenen Flugkörpers unter der Voraussetzung, daß sie unter dem Einfluß der Schwere und eines dem Quadrat der Geschwindigkeit proportionalen hebenden Widerstandes in einer Vertikalenebene vor sich gehen, berechnen gelehrt hat. Die erwähnten Schwingungen setzen sich aus zwei gedämpften Grundschwingungen zusammen, von denen eine die andere stark überwiegt, so daß sie zumeist allein zur Geltung kommt. Eine bislang fehlende Vorbedingung für die Anwendung dieser aussichtsreichen Theorie ist die Kenntnis des Luftwiderstandes der Flugmaschine, nicht nur in der Normalstellung zum Wind sondern auch der Änderung desselben bei den kleinen Abweichungen der Normalstellung, wie sie momentane Störungen der Lage mit sich bringen. Insbesondere mangeln bisher noch alle Angaben

über den Luftwiderstand, wenn der Luftstrom aus der Symmetrieebene des Flugkörpers heraustritt, wie das bei räumlich gekrümmten Bahnen stets der Fall ist. Für die Beurteilung der steuernden Wirkung windschief verdrehter Flächen fehlen uns heutzutage noch alle Grundlagen. Hier ist ein weites Feld für die Arbeit aerodynamischer Institute gegeben.

Ein weiteres Problem von großer Dringlichkeit im Zusammenhang mit dem Stabilitätsproblem bieten die Luftschrauben. Wir wollen einmal von der allerdings noch sehr wünschenswerten Verbesserung der Wirkung derselben unter normalen Umständen, also wenn sie parallel ihrer Drehachse angeblasen werden, absehen, da wir für diesen Fall eine leidliche Theorie bereits besitzen. Was uns aber noch ganz unbekannt ist und für die Stabilität der heutigen Drachenflieger von Einfluß ist, für die Flugfähigkeit und Lenkung der zukünftigen Schraubensflieger aber geradezu den Ausschlag gibt, das ist das Verhalten von Luftschrauben in beliebig gerichtetem Winde. Schon haben sich bemannte Schraubensflieger längere Zeit in der Luft gehalten und dabei erhebliche Strecken zurückgelegt. Es ist daher an der Zeit, daß die Aerodynamik auch für diese Möglichkeit des Fluges die Grundlagen liefert, was mit den schon im Gebrauch befindlichen Einrichtungen der aerodynamischen Institute geschehen kann.

Allzuleicht ließe sich das Programm dringend nötiger Untersuchungen auf unserm Gebiete vermehren, und sicher werden längst neue Wünsche auftauchen, ehe die schon bestehenden erfüllt sind. Die Errichtung neuer Institute für aerodynamische Forschung ist allenthalben erforderlich. Die einzigen Arbeitsgelegenheiten dieser Art in Deutschland, die Modellversuchsstation in Göttingen und die Schraubenversuchsstation in Lindenberg, sind durch Zuwendungen aus industriellen Kreisen entstanden. Auf die Dauer werden sich aber auch die Staaten den Forderungen der Zeit nicht mehr entziehen können, und da an der Luftschiffahrt im Gegensatz zur Seeschiffahrt alle Staaten gleichmäßig beteiligt sind oder doch in Zukunft sein werden, ist zu hoffen, daß im edlen Wettstreit der Nationen der Wissenschaft und Technik zahlreiche und fruchtbringende Werkstätten erschlossen werden. Unsere Zeit hat den Traum von Jahrtausenden in Erfüllung gehen sehen, und ihr ist es vergönnt gewesen, die Luft zu erobern.

Dennoch dürfen wir kaum erwarten, daß die Aerodynamik am Aufschwung der Luftschiffahrt in gleichem Maße teilnimmt oder etwa gar die Führung an sich reißt. Diese wird noch auf lange hinaus dem Wagemut der Konstrukteure und Piloten verbleiben. Gleich der Hydrodynamik oder mehr noch ihrer nützlichen Magd, der Hydraulik, steht auch der Aerodynamik ein harter Kampf mit Beobachtungsschwierigkeiten einerseits und einer kaum übersehbaren Mannigfaltigkeit der Erscheinungen andererseits bevor, bei deren Sichtung von der mathematischen Theorie nicht allzuviel zu erwarten ist. Hoffen wir, daß sich neben den unbedingt nötigen äußeren Mitteln ausdauernde und kritische Beobachter finden werden, die den Kampf mit Erfolg aufnehmen. Sein Ergebnis wird die gesicherte Grundlage für neue Errungenschaften der Luftschiffahrt sein, sein Preis die Bereicherung unserer Kultur.

Die Prüfanlage für Luftschrauben auf der ILA.

Von Paul Béjeuhr. (Mit Tafel II.) (Schluß.)

Wenn wir nun zu der Betrachtung der Meßinstrumente übergehen, so sei hier gleich vorweg bemerkt, daß das Hauptaugenmerk darauf gerichtet sein mußte, die Messungen selbsttätig registrieren zu lassen, weil die Aufmerksamkeit des Wagenleiters durch Beobachtung der Strecke und Erreichung sowie Erhaltung eines gewissen Beharrungszustandes vollauf in Anspruch genommen wird — eine Voraussicht, die durch die Fahrten in vollstem Maße bestätigt wurde. Daher sollten nach Möglichkeit elektrische Aufzeichnungen vorgenommen werden mit Ausnahme des Schubes und des Drehmomentes.

Wie wir vorhin gesehen haben, äußern sich der Schraubenschub und das zu seiner Inbetriebhaltung nötige Drehmoment je durch den Druck in einer senkrechten Stange. Zur selbsttätigen Aufzeichnung wurde nun die hydraulische Übertragung gewählt, so daß sich als Endapparat ein doppeltes Registriermanometer ergab (Schäffer & Budenberg). Unter den Druckstangen sind, fest gelagert, je ein Meßzylinder aus Chromnickelstahl angeordnet (Fig. 10), in welchem zwei präzise geschliffene Kolben dicht geführt sind. (Amsler-Laffon & Söhne, Schaffhausen.) Diese beiden Kolben dienen dazu, verschiedene Meßbereiche für große und kleine Propeller einzustellen; das Manometer schreibt bis 25 kg/qcm, der kleine Kolben von 3 cm Durchm. genügt also für einen Stangendruck bis 150 kg, der große von 6 cm Durchm. kann bis 600 kg aufnehmen. Soll nun der kleine Kolben arbeiten, so muß durch Einpumpen von Flüssigkeit (als welche Glycerin benutzt wird) der große Kolben so weit hochgedrückt werden, bis er sich gegen den Deckel legt, dann muß sich noch der kleine Kolben vom großen sichtbar um 1—2 cm abheben. Läßt man umgekehrt Öl durch die Pumpe ab, bis der kleine Kolben fest auf dem großen aufliegt, so arbeitet der ganze Querschnitt. Die Verbindung mit der Druckstange geschieht durch eine geschliffene Kugel, welche zwischen zwei Kugelpfannen liegt, die wiederum durch eine Hülse lose zentriert werden. Wegen des verschiedenen Drehsinns der Schrauben muß der Meßzylinder für das Drehmoment umzusetzen sein; die Rohrleitungen liegen beiderseitig (siehe schematische Zeichnung).

Die Druckleitung führt dann von den Zylindern zu zwei einfachen Hähnen, die den Zweck haben, etwaige Stöße in der Rohrleitung abzdrosseln und von den Manometern abzuhalten. Darum sind die Schlitze der Hahnkükeln zugelötet, das Hahnkükeln selbst aber läßt sich durch Drehen einer Überwurfmuffe gegen den Konus pressen oder von ihm abheben, je nachdem viel oder wenig gedrosselt werden soll. (Schumann & Co., Plagwitz.) Von hier aus geht die Leitung zu zwei Plattenfedermanometern mit Zeigern (Schäffer & Budenberg), die bis zu dem doppelten Druck der Registriermanometer — 50 kg/qcm — geeicht sind. Die hinter diesen Manometern liegenden Absperrhähne sollen erst geöffnet werden, wenn die Zeigermanometer angeben, daß der zulässige Druck nicht überschritten wird, was z. B. durch versehentliches Einsetzen des kleinen Kolbens leicht eintreten und die empfindlichen Registriermanometer beschädigen könnte. Diese selbst (Fig. 7 u. 8) sitzen hinten am Wagen, weil sich hier der erschütterungsfreieste Ort ergab, doch sind auch hier die Aufzeichnungen noch so schwierig, daß dieser Platz noch nicht als endgültig anzusehen ist. Das Uhrwerk der Schreibtrommel dreht diese in 2 Minuten einmal herum; rechnet man für den Be-

harrungszustand der Fahrt etwa 10 Sekunden, so lassen sich genügend viele Zustände auf einem Streifen vereinigen, wenn rechtzeitig an- und abgestellt wird.

Der zweite Schreibapparat ist der Chronograph (Fig. 11—13). (Konstruktion G. Fuhrmann, Göttingen; Ausführung Ludwig Trapp, Glashütte, Sachsen.) Ein Uhrwerk bewegt mit ungefähr 13 mm/Sek. einen Papierstreifen über eine Trommel unter vier Schreibhebeln hinweg, die ihrerseits durch Elektromagnete betätigt werden; als Schreibstifte dienen Nadeln, die bei einem Stromstoß ein Loch in den Papierstreifen drücken; bei länger andauerndem Stromschluß werden Lochreihen geschrieben, da die Schreibhebel mit Unterbrecher ähnlich wie bei elektrischen Klingeln versehen sind; hierdurch wird ein Einreißen des Papiers vermieden. Die Nadeleindrücke sind von der Rückseite des Papierstreifens gut zu lesen.

Dieser Chronograph wird nun folgendermaßen betätigt: Auf der Zwischenwelle hinter dem Motor sitzt eine kleine Schnecke, in die ein Zahnradchen eingreift (Fig. 15 u. 16). In diesem sitzen diametral zwei Stifte, die mit Hilfe einer kleinen Feder bei jedem Vorbeigang einen Strom schließen. Die Schnecke ist eingängig, das Rad hat 30 Zähne, also gibt es bei zwei Stiften nach je 15 Motortouren einen Kontakt, der sich dann durch den Schreibstift als Punkt auf dem Streifen des Chronographen äußert. In ähnlicher Weise werden die Umdrehungen der Vorderachse aufgeschrieben, aus denen sich die Wagengeschwindigkeit ergibt; nur sind hier in das Rädchen bis zu sechs Stifte einzuschrauben, je nach der zu erwartenden Geschwindigkeit, damit deutliche Kontakte in der genügenden Zahl entstehen.

Drittens ist die Relativgeschwindigkeit des Propellers zur Luft zu messen. Zu diesem Zweck ist der Wagen vorn durch einen 5 m langen Mast verlängert, an dessen Spitze eine Windfahne mit darübersitzendem Schalenkreuzanemometer (R. Fueß, Berlin-Steglitz) angebracht ist. Die Windfahne (Georg Bartels, Göttingen) läuft auf zwei Kugellagern und dient dazu, während der Fahrt die durch den Seitenwind verursachte Abweichung der Bewegungsrichtung gegen die Luft von der Fahrtrichtung an der Skala abzulesen. Das Anemometer, dessen Schalenkreuz in fast 10 m Abstand von der Schraube in der verlängerten Propellerachse liegt, damit der Sog keinen Einfluß auf dasselbe ausübt (wie Versuche bestätigten), ist nun so eingerichtet, daß es nach je 20 m zurückgelegtem Luftweg einen Kontakt gibt — also ebenfalls einen Punkt auf dem Papierstreifen. (Fig. 14.)

Endlich kommt noch das wichtige Vergleichsinstrument, dessen Aufschreibungen erst den Zeitmaßstab festlegen — die Sekundenkontaktuhr (Schäffer & Budenberg) (Fig. 17 u. 18). Der umlaufende Zeiger schließt und öffnet die Kontakte; weil diese nun etwas groß sind, ergibt sich statt des Punktes auf dem Papierstreifen eine kurze Reihe. Aber die Wichtigkeit der Uhr beruht auf einer anderen Einrichtung (siehe schematische Zeichnung). Jeder zehnte Kontakt ist von den übrigen isoliert und führt den Strom statt zum Chronographen zu einem Zeiger des Registriermanometers; es gibt bei ersterem also eine Lücke, während beim Manometer gerade geschrieben wird. Bei gleichzeitig angestellten Instrumenten ergeben sich also die zu einem bestimmten Schub und Drehmoment gehörigen Geschwindigkeiten einwandfrei, indem man die Diagramme so zusammenlegt, daß das Sekundenzeichen des Manometerbulletins auf die Lücke des Chronographendiagramms paßt.

Fig. 7—18 Zeichnungen der Meßinstrumente.

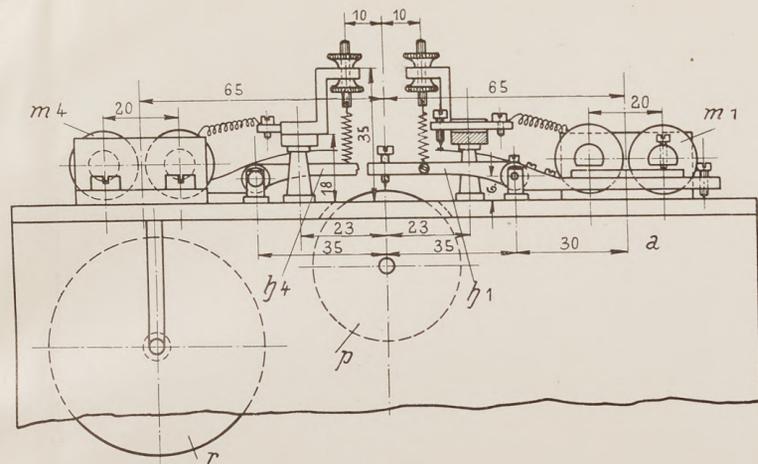


Fig. 11.

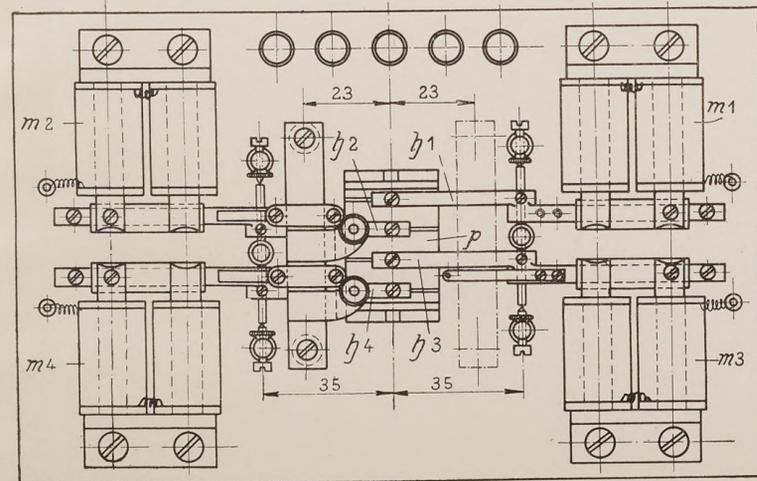


Fig. 12.

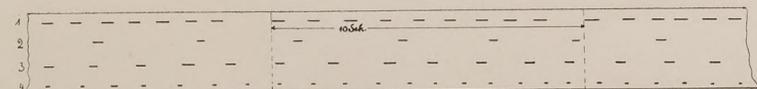


Fig. 14.

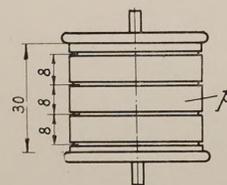


Fig. 13.

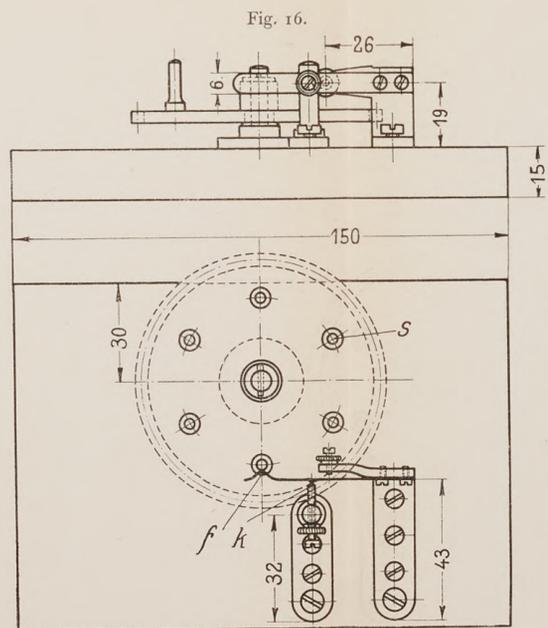


Fig. 15.

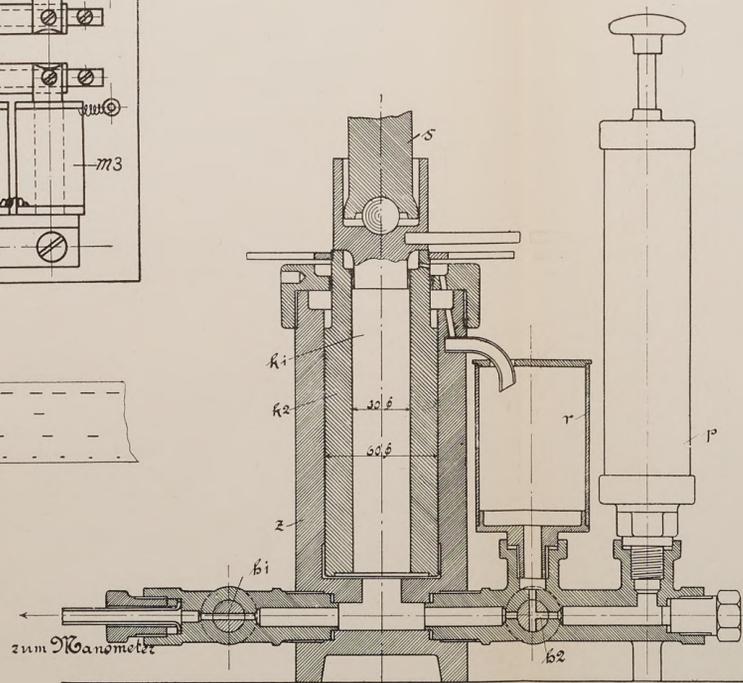
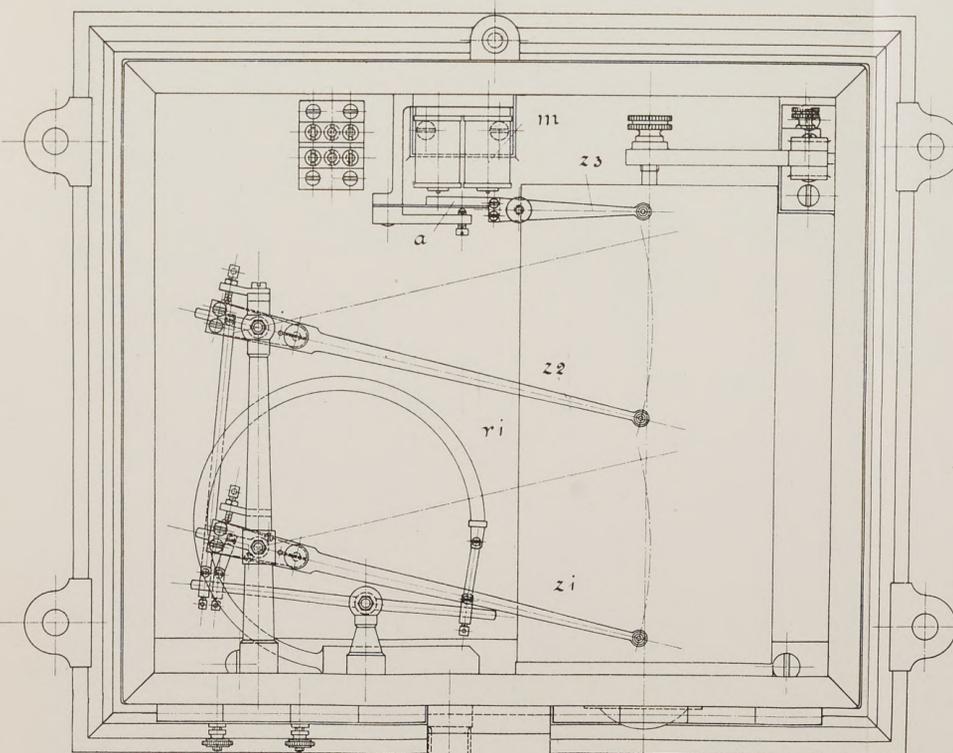


Fig. 10.



zum Messzylinder.

Fig. 7.

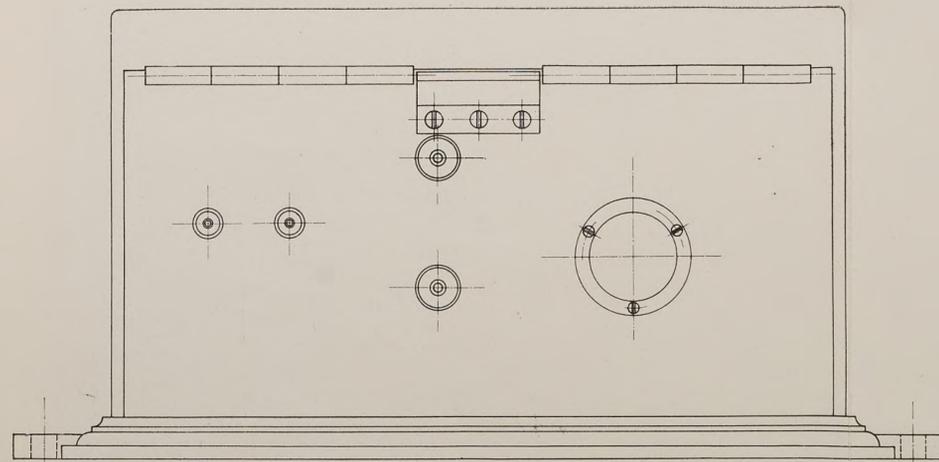


Fig. 8.

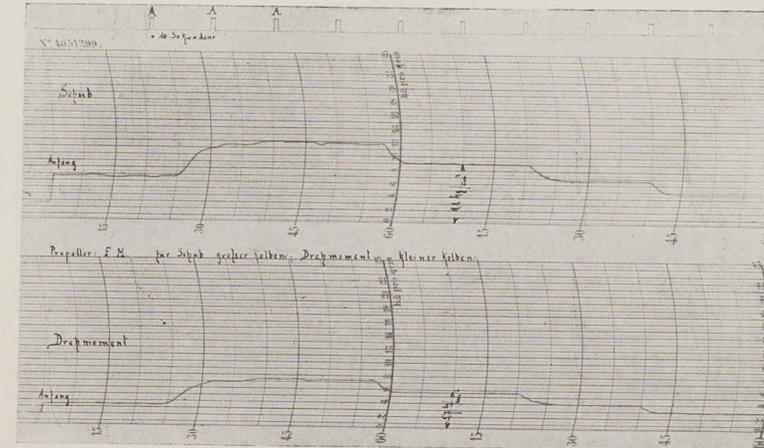


Fig. 9.

Fig. 7 und 8, Doppeltes Registriermanometer von Schäffer & Budenberg. Seitenansicht und Ansicht von unten. r^1 (r^2 dahinter) Röhrenfedern; s^1 Zeiger bzw. Schreibhebel des Manometers für das Drehmoment, s^2 für den Schub, s^3 Schreibhebel für die Zeitmarkierung, betätigt durch Anker a des Magneten m .

Fig. 9, Diagramme für Schub und Drehmoment mit Zeitmarken, aufgenommen vom doppelten Registriermanometer.

Fig. 10, Meßzylinder mit Doppelkolben für das registrierende Manometer. h^1 kleiner Kolben, h^2 großer Kolben, z Zylinder, s Druckstange, h^1 Absperrhahn zum Manometer, h^2 Dreiwegehahn zum Glycerinreservoir r und zur Pumpe p .

Fig. 11 und 12, Chronograph von Ludwig Tropp. Seitenansicht und Ansicht von oben; m^1 Elektromagnet zur Betätigung des Schreibhebels h^1 für die Sekundenkontaktuhr, m^2 mit h^2 für das Anemometer, m^3 mit h^3 für die Wagengeschwindigkeit, m^4 mit h^4 für die Motorumdrehungen, r Papiertrommel, p Papierwalze.

Fig. 13, Papierwalze p .
Fig. 14, Papierstreifen (Diagramm) des Chronographen. 1 Markierung der Sekundenkontaktuhr 2 des Anemometers, 3 der Wagengeschwindigkeit, 4 der Motorumdrehungen.

Fig. 15 und 16, Elektrischer Kontaktapparat zur Registrierung der Wagengeschwindigkeit und der Motorumdrehungen; Seitenansicht und Ansicht von unten; s Stifte auf dem Schneckenrad, f Kontaktfeder, k Kontaktschraube.

Fig. 17 und 18, Sekundenkontaktuhr, Seitenansicht und Ansicht von oben. k Kontakte für die Zeitmarkierung am Registriermanometer (Fig. 7 s^3).

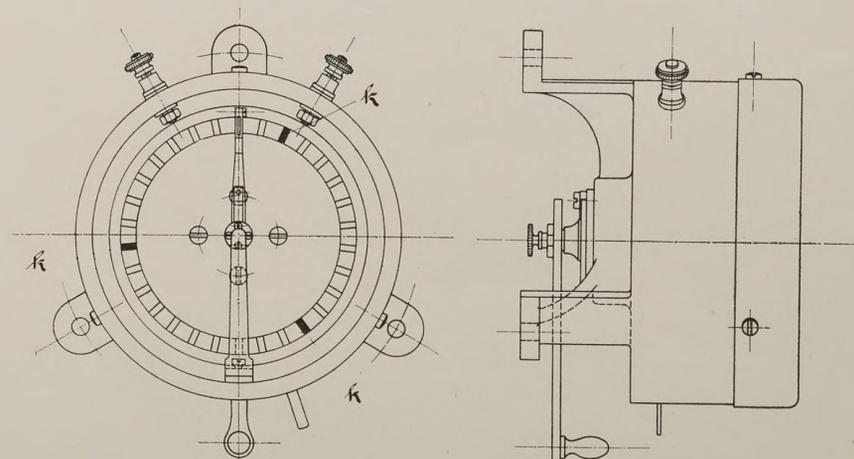


Fig. 18.

Fig. 17.

Die Deutung der Diagramme möge an den Fig. 9 u. 14 erfolgen, wobei noch bemerkt sei, daß dieselben nicht zusammengehören, sondern lediglich zur Veranschaulichung dienen sollen.

Zuerst der Streifen des Chronographen: In der oberen Reihe bemerken wir die regelmäßigen Zeitkontakte der Uhr, nach je neun Strichen eine Lücke für die zehnte Sekunde; darunter die Aufschreibungen des Anemometers, der Wagenachse und der Motorwelle. Zur Ausrechnung wird von 10 zu 10 Sek. ein senkrechter Trennungsstrich gezogen und einfach die dazwischen liegenden Punkte gezählt (bei Ungleichmäßigkeiten muß ein entsprechend größeres Zeitintervall gewählt werden). Dann ergibt sich in unserem Beispiel eine Geschwindigkeit des Propellers gegen die Luft von 3,33 Punkten in 10 Sek., d. s. 0,333 in 1 Sek., also $20 \cdot 0,333 = 6,66$ m/Sek., hierzu kommt noch die Anemometerkorrektur, die für diese Ablesung 1,004 beträgt, so daß sich die wirkliche Geschwindigkeit zu 6,69 m/Sek. errechnet, die Wagengeschwindigkeit errechnet sich nach folgender Überlegung: Der Kontaktgeber an der Wagenachse hatte drei Stifte bei 30 Zähnen und eingängiger Schnecke, also bedeutet jeder Kontakt 10 Radumläufe, die wiederum bei 500 Durchm. = 15,28 m sind, 6,25 Punkte in 10 Sek., 0,625 in 1 Sek. entsprechen dann einer Wagengeschwindigkeit von 9,55 m/Sek. Nach Vorgesagtem ergibt das Diagramm endlich $11 \cdot 15 \cdot 6 = 990$ Touren/Min. für den Motor, woraus sich durch die Übersetzung die Propellerumdrehungen errechnen lassen.

Nun das Manometerbulletin. Die Punkte A werden also stets einer Lücke der Zeitmarken auf dem Chronographen entsprechen, es braucht auf beiden nur der Versuchsanfang richtig markiert zu werden. Die obere Schubkurve ist unter Benutzung des großen Kolbens geschrieben, jedes kg/cm² Druck entspricht also nach dem Querschnitt $\frac{6^2 \pi}{4} = 28,3$ kg, im eingezeichneten Fall also $= 9,1 \cdot 28,3 = 257$ kg. Nun ist aber durch den Winkelhebel die Schubkraft des Propellers im Verhältnis 2:1 in die Stange geleitet, also ergibt sich ein wirklicher Schub von $\frac{257}{2} = 128,5$ kg. Das Drehmoment überträgt sich auf die Druckstange durch einen Hebelarm von 0,5 m, also entspricht der Druck von beispielsweise 5,7 kg/cm² bei einem Querschnitt des kleinen Kolbens von $\frac{3^2 \pi}{4} = 7,07$ cm²

$$5,7 \cdot 7,07 \cdot 0,5 = 20,15 \text{ m/kg.}$$

Dann sind noch zwei für die Leitung des Wagens wichtige Instrumente eingebaut: ein Tachometer für die Wagengeschwindigkeit (Dr. Th. Horn, Großschocher-Leipzig) und ein Frequenzmesser für die Motortourenzahl (Hartmann & Braun, Frankfurt a. M.). Ersteres, ein einfaches Geschwindigkeitspendel mit umlaufendem Zeiger wird durch Riemen von der Vorderachse angetrieben und gibt die Wagengeschwindigkeit in Sekundenmetern an. Der Frequenzmesser beruht auf dem Resonanzprinzip, der Erreger wird durch Riemen von der Motorwelle angetrieben, eine kleine Leitung verbindet ihn mit dem Umdrehungsanzeiger.

Diese beiden Apparate und die Zeigermanometer sind unmittelbar vor dem Führer angeordnet; auch die

übrigen Instrumente sind auf den Tischen vorn angebracht (siehe schematische Zeichnung Fig. 3—5, Tafel I, Heft 1). Ferner befinden sich links am Führersitz die Zündungs- und Gemischregulierhebel für den Motor; ein Fußhebel betätigt die Reibkupplung, ein großer Hebel vorn ist zur Handhabung der Bremse, ein weiterer rechts dient zum Schalten der Klauenkupplung, und endlich etwas zurück liegt der Betätigungshebel für den Rückwärtsgang.

Der Motor wird vorn angedreht, wobei der Belag des Wagens schnell aufgehoben wird. Direkt am Motor befindet sich der Sitz für den Monteur, der stets die Fahrten mitmacht.

Die Versuchsfahrten spielen sich im wesentlichen folgendermaßen ab: nachdem das für den Propeller bestimmte Übersetzungsverhältnis der Getriebe eingesetzt ist, werden die Meßleitungen und Instrumente zum Versuch hergerichtet, der Wagen wird festgebremst, der Motor angelassen, das Getriebe mit der Klauenkupplung eingerückt und die Reibungskupplung am Motor mittels des Fußhebels langsam eingeschaltet. Nachdem der Propeller dann bei stillstehendem Wagen durch Betätigung der Zündungs- und Gemischregulierhebel auf die richtige Umdrehungszahl gebracht ist, wird die Bremse gelöst und der Wagen kommt hierdurch äußerst schnell auf die erforderliche Geschwindigkeit. Sowie eine gewisse Beständigkeit in der Tourenzahl sowohl als auch an den Zeigermanometern zu bemerken ist, werden mittels geeigneter Schnurzüge sämtliche Meßinstrumente gleichzeitig eingerückt, hierauf der Strom durch einen kleinen Schalter vor dem Führersitz geschlossen, während der Wagenführer die Geschwindigkeit durch Regulierung des Motors bzw. durch Benutzung der Bremse einigermaßen konstant zu erhalten sucht. Sobald eine Aufzeichnung geschehen ist, was bei einer angenommenen Dauer von zehn Sekunden am besten beim Ausschlagen des Zeitzeigers am Registriermanometer zu ersehen ist, werden die Instrumente zur Ruhe gebracht und falls die zur Verfügung stehende Strecke noch lang genug erscheint, eine andere Geschwindigkeit eingestellt, worauf sich der zweite Versuch in ähnlicher Weise entwickelt.

Endlich soll noch kurz der Schleuderkasten erwähnt werden, der bei den Festigkeitsproben benutzt wurde. Durch kräftige Bohlen und eine 1/2 m dicke Sandschicht wurde ein den zu prüfenden Propeller allseitig umgebender Raum geschaffen, der etwa abfliegende Flügel schadlos aufnehmen konnte. Starke, mit Stroh ausgepolsterte Türen schlossen den Raum nach dem Einfahren des Propellers ab (siehe Zeichnung und Bild Heft 1).

Die sehr erheblichen Arbeiten machten eine Einlieferung des Propellerwagens erst im September möglich. Die bald darauf auf einem der Stadt gehörigen Gleise vorgenommenen Prüfungen endeten leider plötzlich mit einem Unglücksfall durch Schleifen der Räder wegen zu festen Anziehens der Bremse bei einem plötzlichen Windstoß, wodurch natürlich die Bremsstrecke sehr verringert und eine Beschädigung des Wagens am Gleisende unvermeidlich wurde. Die Versuche konnten daher erst jetzt nach beendeter Reparatur wieder aufgenommen werden; d. h. zuerst die Standversuche zur Austragung des vom Kriegsministerium ausgeschriebenen Wettbewerbes.

Über die Versuche, ihre Ergebnisse und die gesammelten Erfahrungen sowie über den weiteren Ausbau der Anlage wird später an dieser Stelle berichtet werden.

Konstruktionsprinzipien der Motoren für Flugapparate.

Von Ansbert Vorreiter. (Fortsetzung.)

Im ersten Aufsatz ist bereits darauf hingewiesen worden, wie wichtig die Kühllhaltung der Auspuffventile ist, da durch ein Verziehen oder Verbrennen der Ventile ein dichtes Aufsitzen auf den Ventilsitzen verhindert wird. Infolgedessen wird der Zylinder nicht dicht abgeschlossen und bei der Kompression wird ein Teil der angesaugten frischen Gase durch das undichte Ventil austreten können. Nicht nur, daß dadurch ein Teil des angesaugten Benzinquantums vollständig nutzlos verloren geht, auch das im Zylinder verbleibende Benzinluftgemisch ergibt nicht denselben Effekt, weil die Kompression geringer ist. Die Verbrennung ist bekanntlich um so vollkommener, je höher die Kompression ist, und beruht ja zum größten Teil hierauf der wirtschaftliche Vorteil der Verbrennungsmotoren, System Diesel. Banky und andere versuchten die hohe Kompression auch bei Explosionsmotoren anzuwenden, indem sie durch Einspritzung von Wasser während der Kompression dem Gasmisch einen Teil der Kompressionswärme entzogen.

Durch Wassereinspritzung könnte ja auch das Auspuffventil abgekühlt werden; für Flugmotoren, die möglichst einfach und leicht sein sollen, ist dieses Verfahren aber kaum möglich. Man kann jedoch das durch die heißen Verbrennungsgase erhitze Auspuffventil durch das frische Gasmisch wieder abkühlen, ein Verfahren, das in letzter Zeit vielfach angewandt wird. Hierbei sind mehrere Möglichkeiten vorhanden, einmal kann man Ein- und Auslaß durch ein Ventil steuern, wenn man einen Schieber zu Hilfe nimmt, oder man kann beide Ventile ineinander anordnen, so daß das Auspuffventil einerseits von den heißen Abgasen, andererseits vom kalten frischen Gasmisch bestrichen wird. Da diese beiden Konstruktionen für Flugmotoren in letzter Zeit mehr und mehr Aufnahme finden, sollen dieselben nachstehend eingehend besprochen werden, namentlich unter Berücksichtigung der Fehler, welche dieser Konstruktion gegenüber der Anwendung von zwei getrennten Ventilen anhaften.

Die erste Konstruktion eines Ventils mit Rundschieber dürfte die des Verfassers sein, welche derselbe vor etwa 10 Jahren für kleine Motoren für Motorfahräder konstruiert hat. Bei diesem mit Schieber kombinierten Ventil ist ebenso wie bei dem später von Esnault Pelterie und Algrin konstruierten Schieberventil Ventil und Schieber aus einem Stück hergestellt resp. miteinander fest verbunden. Diese sehr einfache Konstruktion hat jedoch folgende Fehler: Beim Übergang von der Auspuffstelle in die Saugstellung des Ventils (Fig. 12, Ventil *e* in Auspuffstellung gezeichnet, punktierte Linie 3—4 Saugstellung des Ventils) kommunizieren zeitweilig beide Kanäle (Fig. 13, Ventil in der Übergangsstellung) mit dem Zylinder (*a*). Ist noch Überdruck im Zylinder vorhanden, so werden demnach Auspuffgase in die Saugkammer (*b*) und die Rohrleitung für das frische Gasmisch, eventuell sogar in die Mischkammer des Vergasers gelangen und dort befindliches frisches Gasmisch zur Einlaßöffnung des Vergasers teilweise herausdrücken. Das in diesem Gasmisch enthaltene Benzinquantum geht damit verloren. Der Brennstoffverbrauch im Verhältnis zur Leistung wird demnach vermehrt. Aber auch die Leistung des Motors wird herabgesetzt, weil bei der folgenden Saugperiode zunächst das in die Saugleitung ausgeblasene Auspuffgas eingesaugt wird. Ist beim Übergang des Ventils von der Auspuff- in die Saugstellung der Auspuff bereits beendet, und beginnt schon der Unterdruck im Zylinder,

so wird im ersten Moment gleichzeitig frisches Gasmisch aus dem Saugkanal (*b*) und Auspuffgas aus dem Auspuffkanal (*c*) angesaugt, das frische Gasmisch demnach etwas durch alte Auspuffgase verdünnt. Hierdurch wird die Leistung des Motors entsprechend herabgesetzt, während

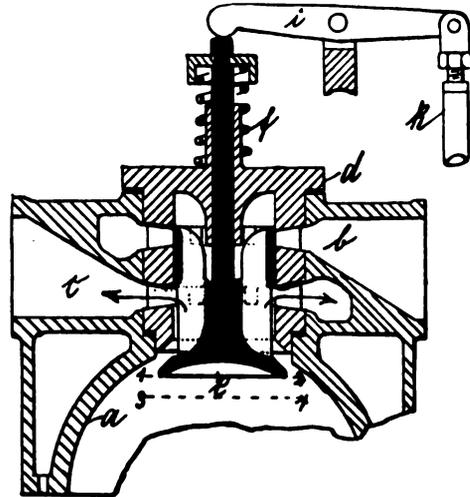


Fig. 12.

Ventil mit Schieber zur Steuerung von Ein- und Auslaß mittels eines Ventils. Nach der Patentschrift D. R. P. 141 913. *e* Ventil, *b* Schieber, *c* Auspuffkanal, *d* Schieberkammer, *f* Ventilsfeder, *h* Kipphebel, drehbar um Achse *i*, *k* Stoßstange, *n* Steuernocken. (Ventil mit Schieber in Stellung für den Auspuff 1—2.)

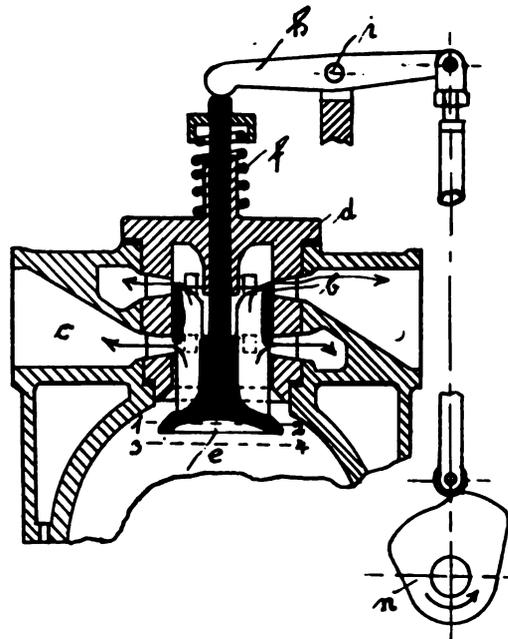


Fig. 13.

Übergangsstellung des Schiebers während der Bewegung des Ventils von der Auspuff- in die Saugstellung. (Beim Schließen des Ventils kommt dieselbe Übergangsstellung noch einmal vor.) 3—4 Stellung des Ventils während der Saugperiode.

der Brennstoffverbrauch unnötig vermehrt wird. Beim Schließen des Ventils durchläuft der Schieber wieder eine solch ungünstige Zwischenstellung, und wenn noch Unterdruck im Zylinder herrscht, wird wieder etwas Auspuffgas angesaugt werden und das frische Gasmisch hierdurch nochmals etwas verdünnt.

Wie man aus der in Fig. 14 dargestellten Nockenscheibe zur Betätigung des Ventilstößels ersehen kann, sind bei entsprechender Form des zweistufigen Nockens diese schädlichen Übergangsstellungen des Ventils mit Schieber sehr kurz. Einmal findet diese Übergangs-

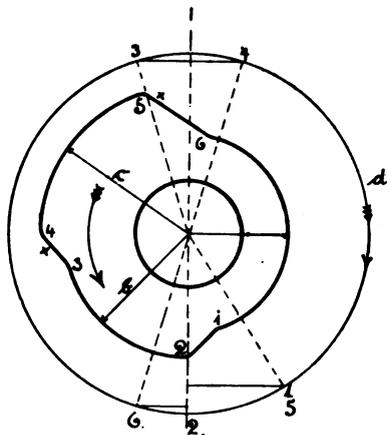


Fig. 14.

Schematische Darstellung eines zweistufigen Steuernockens für Schieberventile, System Vorreiter, Esnault-Pelterie, Farcot, Algrin und Dr. Huth. *b* Radius der ersten Stufe der Nockenscheibe (Auspuffstellung des Schiebers), *c* Radius der zweiten Stufe (Einlaßstellung). Die ungünstigen Zwischenstellungen des Schiebers zwischen den Rampen 3—4 und 5—6 der Nockenstufe *c* sind mit einem * bezeichnet, *d* Kurbelkreis; die Zahlen in demselben geben die entsprechenden Stellungen des Kurbelzapfens an im Verhältnis zur Stellung der mit halber Tourenzahl rotierenden Nockenscheibe.

stellung auf dem mit 3 und 4 bezeichneten Weg des Ventilstößels, das zweite Mal auf dem mit 5 und 6 bezeichneten Wege statt. Aus dem um den Nocken gezeichneten Kurbelkreis ist zu ersehen, daß die Kolbenwege während dieser ungünstigen Perioden verschieden lang sind, und zwar ist der Weg von 3 bis 4 erheblich kürzer als der Kolbenweg von 5 bis 6. Der schädliche Einfluß der Zwischenstellung beim Schluß des Ventils wird also erheblich größer sein, wie der bei der Übergangsstellung von der Auspuff- zur Saugperiode. Bei dem

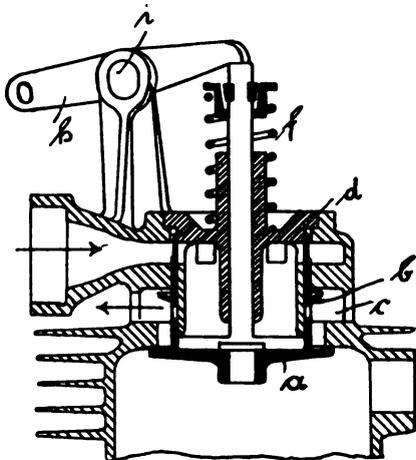


Fig. 15.

Schieberventil von Esnault-Pelterie. *a* Ventil, *b* Schieber, *c* Auspuffkammer, *d* Schieberkammer bzw. Schieberführung, *h* Kipphebel, *i* Drehachse desselben.

in Fig. 15 gezeichneten Schieber von Esnault-Pelterie sind die Verhältnisse genau die gleichen. Esnault-Pelterie versuchte durch schroffe Übergänge (steile Rampen von 3 bis 4 und 5 bis 6) die ungünstigen Perioden möglichst zu verkürzen, bei hoher Tourenzahl gelingt dies aber

kaum beim Ablauf des Ventilstößels von der zweiten Stufe des Nockens (5 bis 6), wenn nicht eine sehr starke Ventilfeeder benutzt wird, wodurch andererseits wieder eine sehr starke Abnutzung des Nockens an der Stelle 3 bis 4 verursacht wird.

Den gleichen Fehler zeigt die Konstruktion von Ambois Farcot, die in Fig. 16 in der Saugstellung des Ventils dargestellt ist. Farcot rechnet von vornherein mit dem Umstande, daß durch den Auspuff angesaugt wird, er macht daher die Auspuffleitung bei seinem Flugmotor so kurz wie möglich, indem dieselbe nur aus einem über die Auspufföffnung gestülpten Metallsieb oder gelochten Haube besteht. Farcot geht dabei von der Idee aus, daß durch die Bewegung des Flugapparates beim Fluge

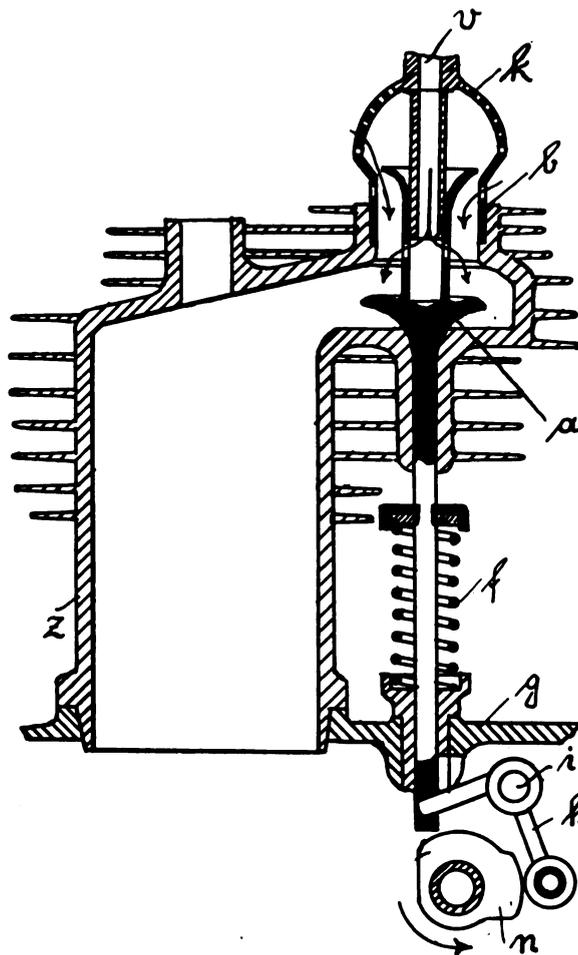


Fig. 16.

Schieberventil von Farcot. *a* Ventil, *b* rohrförmiger Schieber am Ventil, *k* Ventilkorb mit Auspufföffnungen und Vergaseranschluß *v*, *f* Ventilfeeder, *g* Motorgehäuse, *h* Winkelhebel, drehbar um Achse *i*, *n* Nockenscheibe, *z* Zylinder.

die Auspuffgase so schnell durch die zuströmende Luft verdrängt werden, daß schon bei beginnender Saugperiode kein Auspuffgas mehr in der Nähe der Auspufföffnung vorhanden ist. Diese Verhältnisse kämen natürlich auch den vorher beschriebenen Konstruktionen (Vorreiter, Esnault-Pelterie) zugute, da für Flugmotoren, natürlich auch bei diesen, der Auspufftopf fortfallen kann. Der ungünstige Einfluß der Übergangsstellung 3 bis 4, Fig. 14, ist aber bei Farcot noch größer, weil er bei dem geringen Durchmesser des Saugkanals vom Schieber zum Vergaser ein überreiches Gasgemisch ansaugen muß, das erst durch die vom Auspuffkanal her angesaugte Luft in der notwendigen Weise verdünnt wird. Der Brennstoffverlust durch Auspuffgas, das in die Saugleitung eintritt, wird daher prozentual erheblich vermehrt.

Nebenbei sei noch auf den großen Fehler der Konstruktion von Farcot aufmerksam gemacht, der darin besteht, daß die Anordnung des Ventils gerade umgekehrt, wie sonst üblich ist, und infolgedessen die Ventilstange gegen den Explosionsraum abgedichtet werden muß. Abgesehen von den hierdurch entstehenden Reibungsverlusten und der starken Abnutzung des Ventils, da diese Führung wegen der hohen Temperatur kaum richtig geschmiert werden kann, wird durch diese Ventilfehrung während der Kompressionsperiode immer etwas Gas entweichen. Der Brennstoffverbrauch im Verhältnis zur Leistung kann also bei diesem Motor nicht günstig sein und wird sich bei Abnutzung des Ventils nach kurzer Betriebszeit erheblich verschlechtern, wobei auch die Leistung des Motors herabsinkt.

Die vorbeschriebenen Mängel der Verbindung von Schieber und Ventil lassen sich wesentlich vermindern, wobei die Steuerungsorgane selbst ebenso einfach bleiben, indem nur ein zweistufiger Nocken und ein Ventilstößel

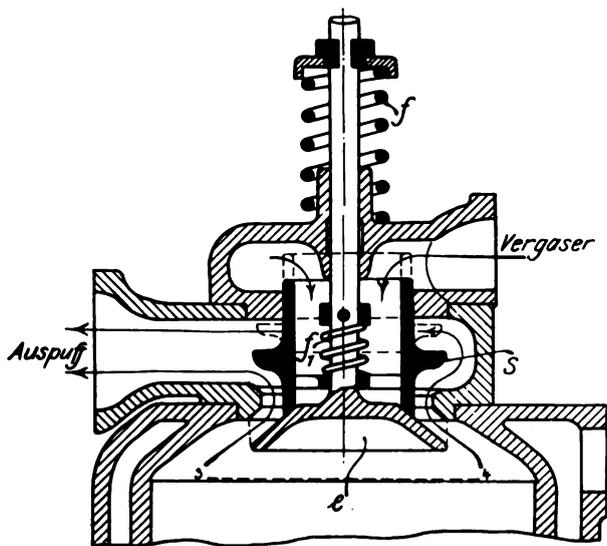


Fig. 17.

Ventil mit besonderem, nicht fest verbundenen Ventil-schieber, System Algrin. *e* Ventil, *s* Ventilschieber (Auspuffstellung), *f* Ventilsfeder, *f₁* Feder zwischen Ventil und Schieber, 3—4 Einlaßstellung des Ventils mit Schieber.

notwendig ist, wenn der Schieber mit dem Ventil nicht fest verbunden wird. Derartige Konstruktionen sind die zweite Ventilkonstruktion von Algrin in Paris und vom Verfasser, die in den Fig. 17 u. 18 dargestellt sind. Ein mit der Ventilkonstruktion nach Fig. 18 ausgeführter Motor zeigte tatsächlich eine höhere Leistung und günstigeren Benzinverbrauch bei gleichem Hubvolumen. Wie bei Betrachtung der Fig. 17 und 18 ohne weiteres klar, ist hier die ungünstige Übergangsstellung zwischen 3 und 4 der Fig. 14 nicht vorhanden, da erst der Schieber *s* die Auspufföffnung abdichtet, und erst dann bei der Weiterbewegung des Ventils der Weg zum Vergaser freigemacht wird. Beim Schluß des Ventils (von 5 bis 6, Fig. 14) kommt aber das Ventil wieder in die gezeichnete Stellung, wobei für einen Moment wieder die Auspufföffnung freigelegt wird; wenn also noch Unterdruck im Zylinder vorhanden ist, wird noch Auspuffgas oder Luft durch den Auspuffkanal einströmen. Findet der Schluß des Ventils zu spät statt, also bei Beginn der Kompressionsperiode, so wird etwas frisches Gasgemisch durch die Auspufföffnung herausgedrückt werden. Es sei jedoch bemerkt, daß nach den Versuchen des Verfassers der Motor mit dem Schieberventil nach Fig. 18 einen ebenso günstigen Brennstoffverbrauch hatte, als ein Motor von

gleicher Bohrung und gleichem Hub mit zwei getrennten Ventilen zur Steuerung von Ein- und Auslaß, der von einer ersten Firma für die Fabrikation von Automobil-

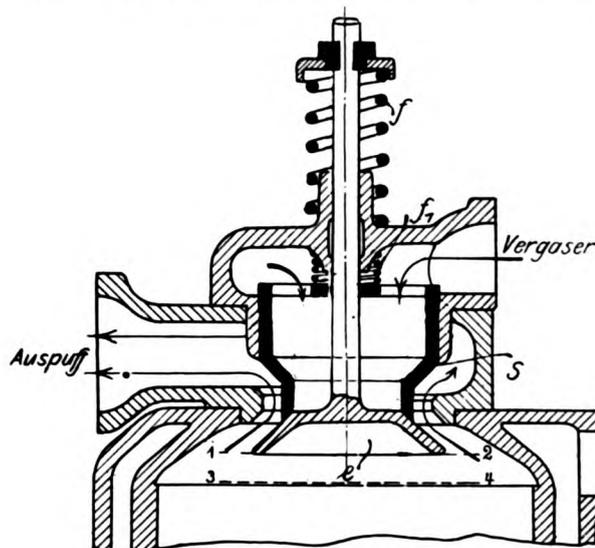


Fig. 18.

Ventil mit besonderem Schieber, System Vorreiter. (2. Konstruktion). Ein ähnliches Ventil mit Schieber ist später selbständig von Dr. Huth konstruiert worden; sein Fächermotor (verbesserte Esnault-Pelteri-type) ist mit diesem Schieberventil ausgerüstet.

motoren geliefert war; dabei war die Leistung des Motors mit dem Ventil Fig. 18 ca. 2% besser. Ob und inwieweit dies auf einen besseren volumetrischen Wirkungsgrad höherer Kompression infolge besserer Abdichtung der

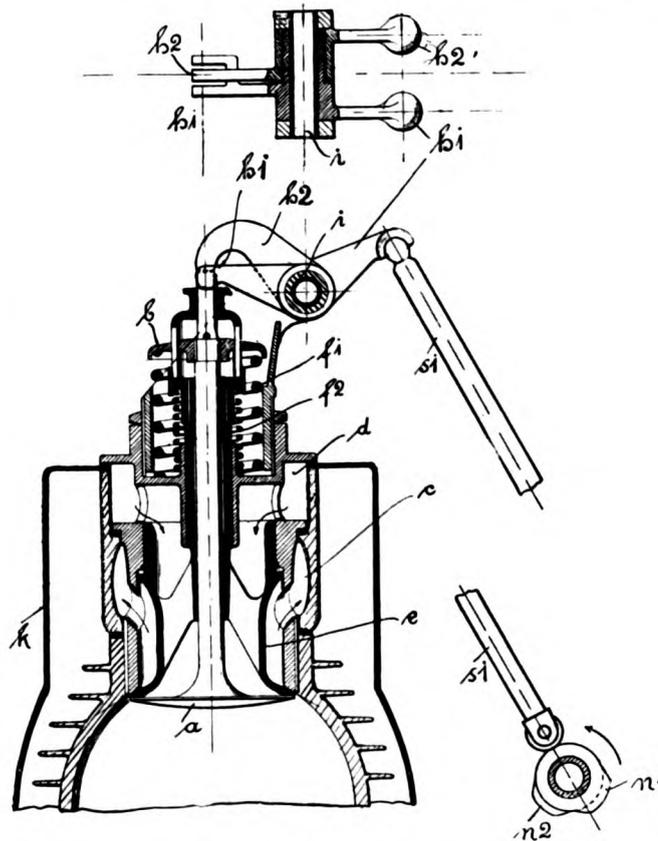


Fig. 19.

Doppelventil von Pipe. *a* inneres Ventil (Einlaß), *c* äußeres Ventil (Auslaß), *e* Ventilsitz mit Auspuffkammer, *b* Federscheibe am Ventil *a*, für Feder *f₁*, *f₂* Feder für Ventil *c*, *h₁* Kipphebel für Ventil *c*, *h₂* Kipphebel für Ventil *a*, *i* Achse für Kipphebel, *n₁* Steuernocken für Ventil *c*, *n₂* Steuernocken für Ventil *a*, *s₁* (dahinter *s₂*) Stoßstange bzw. Ventilstößel, *k* Blechhaube für die Kühlluft.

Zylinder durch das stets kalte Ventil und nur eine Abdichtungsfläche nach dem Zylinder, oder auf geringere innere Reibung des Motors zurückzuführen ist, läßt sich bei

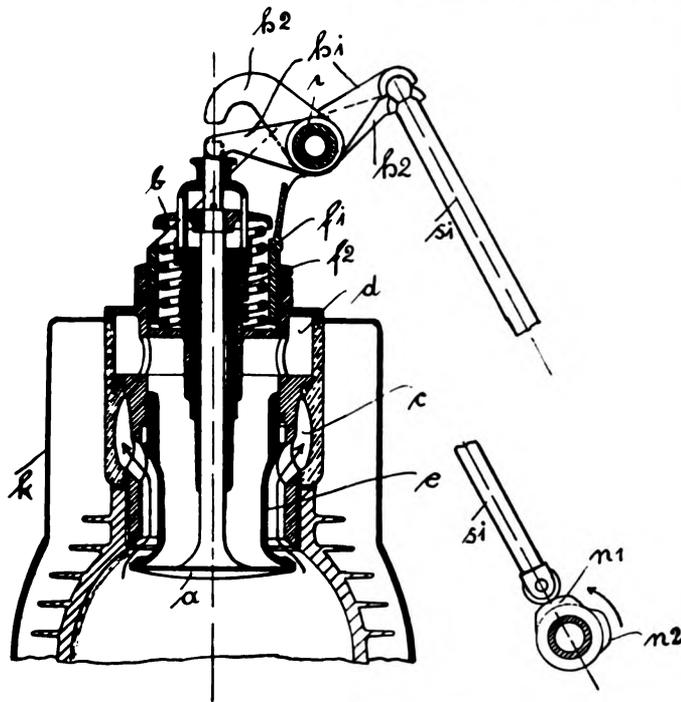


Fig. 20.
Doppelventil von Pipe in Auspuffstellung.

einem Schnellläufer, wie es der betreffende kleine Fahrradmotor war, sehr schwierig festzustellen, und wurde aus Mangel an Zeit nicht untersucht. Es sei noch bemerkt, daß Dr. Fritz Huth jetzt die gleiche Ventilkonstruktion an seinem Flugmotor versucht und dürften seine Versuche die günstigen Erfahrungen des Verfassers mit diesem Schieberventil bestätigen. Außer der Einfachheit gegenüber der Anwendung von zwei Ventilen, ergibt sich, was

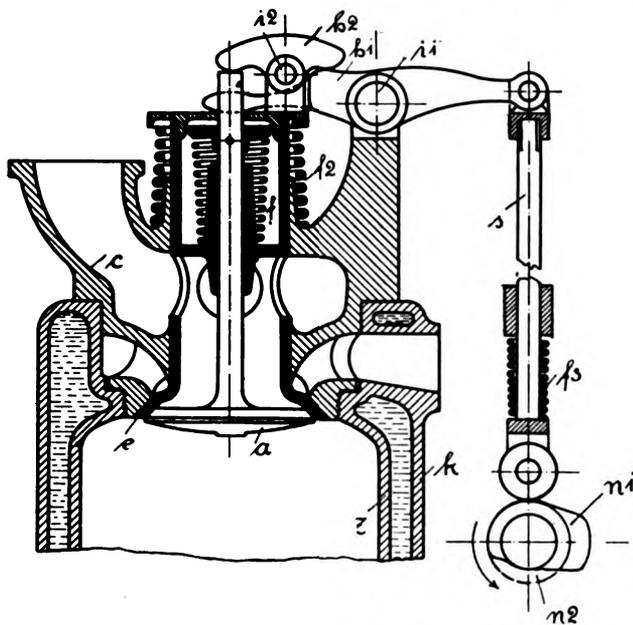


Fig. 21.
Doppelventil von Panhard und Levassor.
a inneres Ventil (Auspuff), e äußeres Ventil (Einlaß), c Ventilkammer, f Feder für Ventil a, f₂ Feder für Ventil e, h₁ Kipphebel, betätigt von Ventilstange s, i₁ Achse des Kipphebels, h₂ kleiner Kipphebel, drehbar um Achse i₂, n₁ Nocken für Ventil e, n₂ Ausfräsung in der Steuerscheibe (negativer Nocken) für Ventil a, f₃ Feder auf der Ventilstange, z Zylinder, k Kühlmantel.

bei Flugmotoren wichtig, eine Gewichtersparnis, da für jeden Zylinder ein Ventilstößel mit Stange und Hebel erspart wird. Das Gewicht des ersparten zweiten Ventils mit Feder ist nicht erspart, da hierfür der Schieber mit Feder hinzukommt. Der Hauptvorteil dieser Ventilkonstruktion ist aber, daß am Zylinder nur eine Ventilabdichtungsfläche vorhanden ist, also nur eine Stelle, durch die bei eventueller Undichtigkeit Gas während der Kompression und Arbeitsperiode entweichen könnte. Da das Ventil aber auch im Dauerbetriebe nicht so heiß werden kann, verzieht es sich nicht und verbrennt nicht, es schließt daher stets dicht.

Betrachten wir die zweite Konstruktion, wobei Saug- und Auspuffventil ineinandergesteckt sind, so finden wir, daß die Konstruktion weniger einfach als die vorherbeschriebene ist und neben manchen Vorzügen den Mangel hat, daß ebenso, wie bei getrennten Ventilen zwei Dichtungsflächen am Zylinder vorhanden sind. Nachstehend sollen nur die besten und neuesten Konstruktionen kombinierter Ventilkonstruktionen besprochen werden.

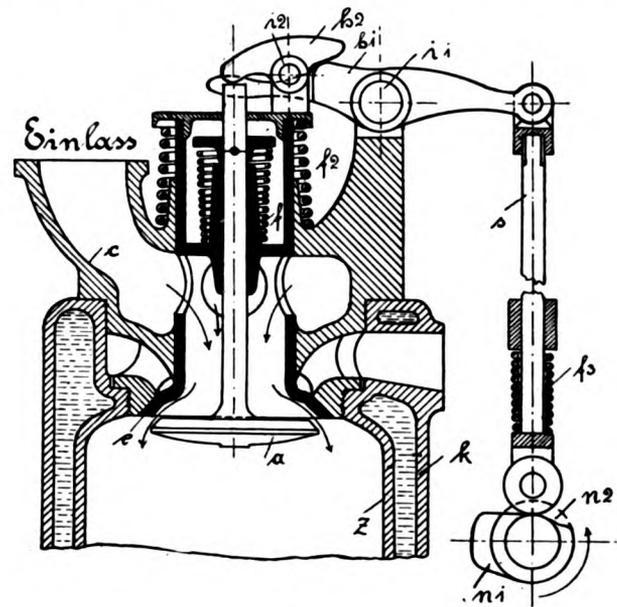


Fig. 22.
Doppelventil von Panhard und Levassor in Einlaßstellung.

In Fig. 19 ist das Doppelventil von Pipe dargestellt. Wie aus der Zeichnung zu ersehen, sind hierbei zwei Nocken der üblichen Form mit zwei Stößeln, zwei Druckstangen und zwei Kipphebeln erforderlich. Die Hebel sind ineinandergelagert und der eine Hebel am Ende gegabelt, damit die Ventilspindel zwischen denselben hindurch kann. Wie leicht zu verstehen, ergibt diese Konstruktion gegenüber der getrennten Anordnung von zwei Ventilen kaum eine Gewichtersparnis; sie hat alle Vorteile der getrennten Ventilanordnung ohne den Nachteil der starken Erhitzung des Auspuffventils und der damit verbundenen Mängel. (Fig. 20 Auspuffstellung.)

Interessanter ist die Konstruktion beim neuen Luftschiff- und Flugmotor von Panhard und Levassor, die in Fig. 21 u. 22 dargestellt ist. Die Steuerung erfolgt hierbei mit nur einem Nocken und dementsprechend einem Stößel und einer Druckstange für jeden Zylinder. Die Druckstange betätigt einerseits einen Kipphebel, dessen zweites Ende gabelförmig ausgebildet ist, damit die Ventilspindel hindurch kann. Die Ventilspindel selbst wird durch einen kleineren Kipphebel betätigt, welcher seinen Drehpunkt auf der Druckscheibe des rohrförmigen Auspuffventils findet. Diese Druckscheibe muß mit dem

Auspuffventil durch Verschraubung fest verbunden sein, damit sie sich beim Öffnen des Saugventils nicht abheben kann. Hierbei wird das Auspuffventil fest auf seinen Sitz gedrückt, und es ist unmöglich, daß sich das Saug-

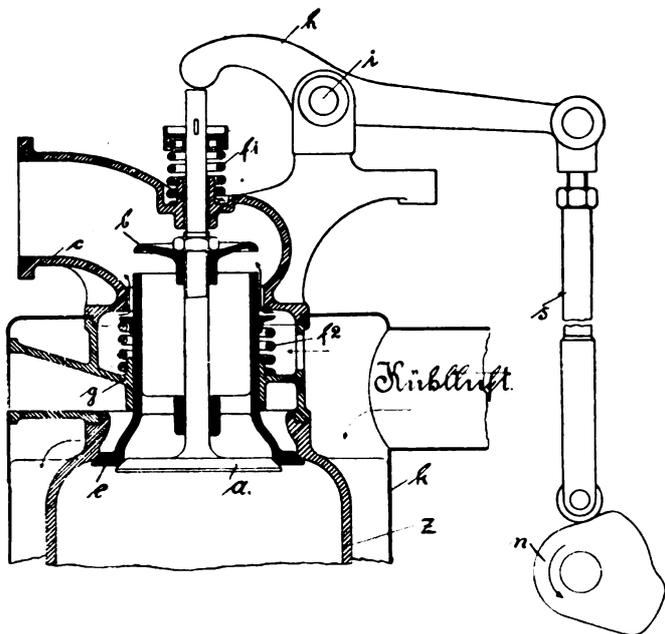


Fig. 23.

Doppelventil von Miesse. *a* inneres Ventil (Einlaß), *c* äußeres Ventil (Auslaß), *g* Ventilführung mit Einlaßkanal, *e* Auslaßkanal, *f*₁ Feder für Ventil *a*, *f*₂ Feder für Ventil *c*, *b* Verschluss- und Mitnehmerscheibe auf der Spindel des Ventils *a*, einstellbar durch Gewinde und Contremutter, *h* Kipphebel, *i* Achse für denselben, *s* Stoßstange, *n* Nockenscheibe, *z* Zylinder, *k* Blechhaube für die Kühlluft.

ventil eher öffnet, bevor nicht das Auspuffventil geschlossen ist, welche Stellung Fig. 22 zeigt. Der Steuerungsnocken ist bei dieser Konstruktion ebenso wie bei den in Fig. 15 bis 18 dargestellten Konstruktionen zweistufig, die zweite Stufe ist jedoch negativ, d. h. sie besteht statt aus einer Erhöhung aus einer Vertiefung (Ausfräsung, *n* 2) der Nockenscheibe.

Eine dritte, sehr interessante Konstruktion ist die von Miesse in Brüssel, die in den Figuren 23—25 in drei verschiedenen Stellungen dargestellt ist. Hier kommt wieder der zweistufige Nocken nach Fig. 14 zur An-

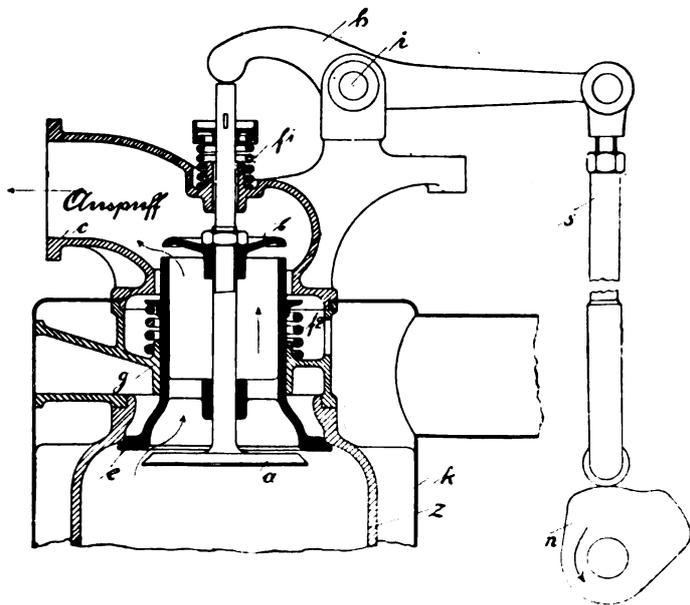


Fig. 24.

Doppelventil von Miesse in Auspuffstellung.

wendung, ebenfalls mit nur einem Stößel, einer Druckstange und einem Kipphebel für jeden Zylinder. Hierbei ist die Anordnung umgekehrt als bei den beiden vorher beschriebenen Konstruktionen, bei denen das mit Spindel versehene Einlaßventil innerhalb des rohrförmigen Auspuffventils angeordnet war. Die frischen kalten Gase strömten also durch das Auspuffventil. Bei Miesse ist das innere Ventil das Auspuffventil, und bei der in Fig. 24 gezeichneten Auspuffstellung strömen die Auspuffgase durch das rohrförmige Saugventil. Das Auspuffventil *a* ist als Doppelventil ausgebildet resp. mit einer oberen Ventilscheibe *b* versehen, die als Mitnehmer dient, um nach Abschluß der Auspufföffnung das Einlaßventil *c* (Fig. 25) aufzudrücken. Auch bei diesem Motor wird daher bei Beginn der Saugperiode kein Auspuffgas angesaugt, dagegen haben wir bei Schluß des Ventils nach der Saugperiode wieder eine Zwischenstellung, welche der Ventilstellung während der Auspuffperiode (Fig. 24) entspricht. Hierbei könnte also, wenn Unterdruck im Zylinder vorhanden, Auspuffgas angesaugt werden oder, wenn bereits Überdruck beginnt, Benzinluftgemisch aus-

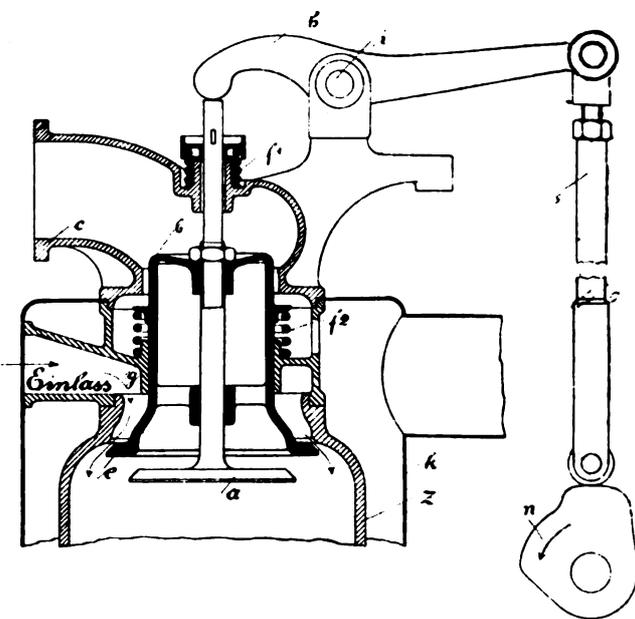


Fig. 25.

Doppelventil von Miesse in Einlaßstellung.

gestoßen werden. Auf sinnreiche Weise vermeidet Miesse dies bei seinem Motor und erhält noch den Vorteil einer überreichen Füllung des Zylinders durch Ausnutzung der Kühlluft, die jedem Zylinder durch einen besonderen Ventilator zugeführt wird. Damit die Luft von oben nach unten den Zylinder bespült, ist derselbe mit einer Haube aus Kupfer- oder Aluminiumblech versehen, in welche oben das Rohr vom Ventilator mündet. In Fig. 8 (Aufsatz »Neue Motoren«) ist der komplette Motor mit den vier Ventilatoren für die vier Zylinder dargestellt. Vom Kühlmantel des Zylinders kann die vom Ventilator zugeführte Luft durch Öffnungen nach der Auspuffventilkammer strömen, kühlt so das rohrförmige Saugventil, das durch die vorher hindurchgeströmten Auspuffgase erwärmt wurde, ab und entweicht durch einen ringförmigen Schlitz zwischen dem Rohransatz des Ventils und der Auspuffkammer, die Auspuffgase verdrängend, nach außen. Die Auspuffkammer wird also durch die Kühlluft vollständig ausgespült und enthält schon bei Beginn der Saugperiode nur noch frische Luft. Wird dann bei der Übergangsstellung des Ventils nach beendeter Saugperiode zum Ventilschluß eine kurze Zeit der Auspuffkanal mit dem Zylinder in Verbindung

gebracht, so strömt infolge des Überdrucks der Kühlluft durch das Auspuffventil frische Luft in den Zylinder, vermischt sich mit dem vom Vergaser angesaugten Benzinluftgemisch und vermehrt so den volumetrischen Wirkungsgrad. Dieses Verfahren läßt sich natürlich auch bei wassergekühlten Motoren anwenden, wenn ein besonderer Ventilator hierfür vorgesehen wird.

Betriebsresultate über den Miesser-Motor konnte der Verfasser bisher nicht erhalten, doch ist nach vorstehendem anzunehmen, daß der volumetrische Wirkungsgrad dieses Motors und damit die Leistung im Verhältnis zu Bohrung und Hub eine sehr günstige sein wird, wahrscheinlich besser als bei jeder anderen Motorkonstruktion gleicher Größe mit Luftkühlung. Auch der Brennstoffverbrauch im Verhältnis zur Leistung muß sehr gering sein.

Zu dem günstigen Wirkungsgrad der Motoren mit vorbeschriebenen Ventilkonstruktionen trägt auch der Umstand wesentlich bei, daß der Verbrennungsraum im Zylinder die denkbar günstigste Form erhalten kann, d. h. eine möglichst kleine glatte Oberfläche ohne vorspringende Ecken und dergleichen. Auf die Wichtigkeit dieses Umstandes ist ja bereits im ersten Aufsatz näher hingewiesen worden, und dieser Umstand allein spricht schon für die Anwendung der kombinierten Ventile. Ein weiterer Vorteil dieser Ventilkonstruktionen ist die ein-

fache Form, die dabei der Zylinder selbst erhält, und die Möglichkeit, denselben als einfachen Rotationskörper zu konstruieren, wobei alle Flächen des Zylinders, innen und außen, bearbeitet werden können, und zwar durch das einfachste, billigste Verfahren auf der Drehbank. Durch die einfache Form ist es auch ohne weiteres möglich, den Zylinder sowohl für Wasser- wie für Luftkühlung aus Stahl herzustellen, was namentlich für Flug- und Luftschiffmotoren wegen der damit verbundenen erheblichen Gewichtersparnis von großer Wichtigkeit ist.

Es darf nicht unerwähnt bleiben, daß die vorbeschriebenen Ventilkonstruktionen in der Herstellung etwas teurer werden als gewöhnliche Ventile. Durch den Fortfall von Ventilstößel, Druckstangen und Kipphebel einerseits, die ja bei den meisten dieser Konstruktionen auf die halbe Zahl reduziert sind, und andererseits in der Vereinfachung bei der Herstellung der Zylinder dürfte dies aber ausgeglichen sein. Für Luftschiff- und Flugmotoren, die ja an sich in der Herstellung wesentlich teurer zu stehen kommen als z. B. Automotoren, und auch entsprechend höher bezahlt werden, würde auch eine eventuelle Verteuerung bei den übrigen Vorzügen dieser Konstruktion kaum ins Gewicht fallen. Der Umstand, daß beim Ventilschluß die mittlere Ventilgeschwindigkeit größer ist als bei gewöhnlichem Ventil, ist unerheblich.

Bewertung des deutschen Wright-Patentes.

Von Patentanwalt Apitz, Berlin.

Mit Rücksicht auf die unstreitbaren Verdienste der Gebrüder Wright um die Entwicklung der Flugtechnik ist es selbstverständlich, daß den Schutzrechten dieser Pioniere in der Eroberung des Luftmeeres von den Flugtechnikern ein großes Interesse entgegengebracht wird, und dies um so mehr, als diejenigen, die sich mit dem Bau und der Benutzung von Flugzeugen ähnlicher Art wie die Wrightschen befassen oder befassen wollen, befürchten können, mit den genannten Schutzrechten in Berührung zu kommen.

Diese Befürchtungen haben insofern eine gewisse Berechtigung, als durch Mitteilungen der Presse bekannt geworden ist, daß die Inhaber der Wrightschen Schutzrechte bestrebt sind, diese Rechte nach Möglichkeit zur Anerkennung zu bringen und sie als Schutzwehr gegen Nachahmungen der Wrightschen Erfindung anzuwenden.

Insbesondere ist die Frage eine offene, ob die Wrightschen Schutzrechte sich auch auf die Verwindung der Tragflächen erstrecken, derart, daß eine solche Verwindung ohne Erlaubnis der Schutzinhaber von anderen nicht angewendet werden darf. Diese Frage ist deswegen von Wichtigkeit, weil bei vielen deutschen Flugzeugen eine solche Verwindung benutzt wird. Es liegt daher im Interesse der deutschen Flugtechnik, festzustellen, ob oder inwieweit die Verwindung der Tragflächen von anderen angewendet werden darf.

Selbstverständlich kann eine solche Untersuchung nicht ein Urteil zeitigen, das Anspruch auf allseitige Anerkennung erhebt, ein solches Urteil steht vielmehr den Gerichten zu, sondern es kann sich nur um den Ausdruck einer subjektiven Auffassung handeln, der dazu dienen soll, den Beteiligten eine Richtschnur für ihr Verhalten zu geben.

Wie bekannt, ist den Gebrüdern Wright bisher nur ein einziges deutsches Patent erteilt worden, das die

Nummer 173 378 trägt. Dieses Patent bezieht sich auf einen mit wagerechtem Kopfruder und senkrechtem Schwanzruder versehenen Gleitflieger.

Da für die Beurteilung eines Patents in erster Linie der Patentanspruch maßgebend ist, so muß auch hier davon ausgegangen werden. Das Wrightsche Patent 173 378 besitzt nun drei Patentansprüche, von denen jedoch für die vorliegende Untersuchung nur der erste in Frage kommt. Dieser lautet:

1. Mit wagerechtem Kopfruder und senkrechtem Schwanzruder versehener Gleitflieger, bei welchem die beiden übereinander angeordneten Tragflächen an entgegengesetzten Seiten unter verschiedenen Winkeln zum Winde eingestellt werden können, dadurch gekennzeichnet, daß die Tragflächen biegsam gestaltet sind behufs schraubenförmigen, mittels einer Stellvorrichtung zu bewirkenden Verdrehens um eine quer zur Flugrichtung gedachte Achse, derart, daß die entgegengesetzten Seiten der Tragflächen sich in der Flugrichtung unter verschiedenem Winkel einstellen und daß das Schwanzruder mit der Stellvorrichtung derart gekuppelt ist, daß es dem Winde mit derjenigen Seite dargeboten wird, welche den unter dem kleinerem Winkel eingestellten Tragflächenseiten zugekehrt ist, zum Zweck, den ganzen Gleitflieger um die in der Flugrichtung liegende Mittelachse zu drehen, ohne daß eine gleichzeitige Drehung des Apparates um seine senkrechte Mittelachse erfolgt.

Dieser Anspruch zerfällt in drei Teile, nämlich erstens den Gattungsbegriff, der das als bekannt Vorauszusetzende angibt, zweitens die eigentliche Kennzeichnung der Erfindung, die mit den Worten »dadurch gekennzeichnet« beginnt, und drittens die Zweckbestimmung. Wie ersichtlich, enthält die Kennzeichnung der Wrightschen Erfindung zwei Einzelangaben, und zwar:

1. die biegsame Gestaltung der Tragflächen behufs schraubenförmigen, mittels einer Stellvorrichtung zu bewirkenden Verdrehens um eine quer zur Flugrichtung gedachte Achse und
2. die Kupplung des Schwanzruders mit der Stellvorrichtung.

Diese beiden Angaben sind aber noch weiter präzisiert, und zwar soll

- a) die schraubenförmige Verdrehung der Tragflächen derart sein, daß die entgegengesetzten Seiten der Tragflächen sich in der Flugrichtung unter verschiedenem Winkel einstellen, und
- b) die Kupplung des Schwanzruders mit der Stellvorrichtung derart, daß es dem Winde mit derjenigen Seite dargeboten wird, welche der unter dem kleineren Winkel eingestellten Tragflächenseite zugekehrt ist,

Es kann nun nach dem oben angegebenen Wortlaut des Anspruches zweifelhaft sein, ob der Schutz des Patentbesitzes sich auch auf jedes der beiden unter 1. und 2. angegebenen Merkmale für sich erstreckt oder nur auf die Kombination beider. Im ersten Falle würde jede Verwindung der Tragflächen für andere verboten, im zweiten Falle dagegen ohne Benutzung der Kupplung zwischen Schwanzruder und Stellvorrichtung frei sein. Da nun der Anspruch ohne weiteres hierüber kein klares Bild gibt, so bedarf es der Auslegung, und hierzu bietet die geeignetste Handhabe die Entstehungsgeschichte des Patents, die in den Erteilungsakten des Kaiserlichen Patentamtes niedergelegt ist. Hiernach ergibt sich folgendes Bild:

Das Patent war ursprünglich auf einen Flugapparat mit übereinander angeordneten Flügeln unter Zugrundelegung eines Hauptanspruches eingereicht worden, der als Kennzeichen ein mit den an entgegengesetzten Enden unter verschiedenen Winkeln zum Winde einstellbaren Flügeln zusammenwirkendes, senkrecht gestelltes Schwanzruder angab, welches derart mit der Flügelstellvorrichtung verbunden sein sollte, daß es dem Winde jeweils diejenige Seite darbietet, welche dem unter dem kleineren Winkel eingestellten Flügelende zugekehrt ist. Dem so beanspruchten Merkmale hat dann das Patentamt entgegengehalten, daß die »gewählte Anordnung eines senkrecht gestellten Schwanzruders in Verbindung mit derartigen, an den entgegengesetzten Enden unter verschiedenen Winkeln zum Winde einstellbaren Tragflächen durch eine die Flugvorrichtung des Anmelders betreffende Abhandlung in dem dritten Heft der »Illustrierten Aeronautischen Mitteilungen« (März 1904, S. 100) bekannt geworden« sei. Ferner sei es bei derartigen Gleitfliegern bekannt, das Schwanzruder mittels Kreuzgelenk mit den Streben und mittels Seilen mit den Tragflächenenden zu verbinden, und zwar aus der britischen Patentschrift 15 221 vom Jahre 1897.

In dem ursprünglichen Anspruch war noch als weiteres Kennzeichen ein wagrecht angeordnetes Kopfruder erwähnt, welches infolge seiner Bauart durch seine Einstellung zugleich eine dem Winde zugekehrte Hohlkrümmung erfahren sollte. Dieser Kopfsteueranordnung war die von Wilbur Wright verfaßte Schrift »Some Aeronautical Experiments« vom Dezember 1901 entgegengehalten worden.

In Verfolg dieser Beanstandung wurde dann ein neuer Hauptanspruch unterbreitet, der als Gattungsbegriff die Angabe enthielt:

»Ein Gleitflieger, von dessen übereinander angeordneten Tragflächen die obere an entgegengesetzten Seiten unter verschiedenen Flugwinkeln eingestellt

werden kann und mit einem wagerechten Kopfruder sowie einem senkrechten Schwanzruder kombiniert ist.«

Als Kennzeichen der Erfindung gab dieser neue Anspruch an:

»daß die Flugwinkelverstellung der hierzu biegsam gestalteten oberen Tragfläche durch Verdrehung bewirkt wird und zur Folge hat, daß das Schwanzruder dem Winde mit derjenigen Seite dargeboten wird, welche«

Darauf hat das Patentamt bemerkt, daß die Steuerung durch Verdrehung der Tragfläche mittels Schnüren bereits bekannt sei z. B. aus der amerikanischen Patentschrift 582 757. Auch die Verbindung solcher zur Erhaltung des Gleichgewichts beweglich und verstellbar angeordneter Gleitflächen mit dem Steuerruder derart, daß die Einwirkung des Windes auf das Steuerruder auch den Einfallwinkel der Tragflächen ändert, sei bereits bekannt, z. B. aus Moedebeck: »Das Taschenbuch für Flugtechniker und Luftschiffer«, Berlin 1904, Seite 326, letzter Absatz. Da nun durch die in dem neuen Patentanspruch gekennzeichnete Zusammenfügung der im wesentlichen (und zwar einzeln oder auch in einer Verbindung) bereits bekannten Anordnungen kein wesentlich neues Ganzes entsteht, das über die Summe der Einzelwirkungen hinaus eine durch die gewählte Zusammenfügung bedingte neue technische Wirkung aufweist, so liege nach Ansicht des Vorprüfers eine Kombinationserfindung nicht vor. Die Gebrüder Wright hatten nämlich in ihrer Erwiderung auf die Beanstandung des ursprünglichen Anspruches hervorgehoben, daß eine Verstellung von Tragflächen, die aus zwei scharnierartig miteinander verbundenen, in sich starren Hälften bestehen, zwar, durch die Flugvorrichtungen von Maxim, Langley bekannt geworden seien, daß das Wesen ihrer Erfindung aber in der im Anspruch angegebenen Kombination liege. Ferner hatten sie hervorgehoben, daß der Gegenstand des ursprünglichen Anspruches 1 eine neue, eigentümliche Ausgestaltung einer bekannten Kombination sei, nämlich übereinander angeordnete Tragflächen + Kopfruder + Schwanzruder.

Auf die Beanstandung des abgeänderten Patentanspruches haben die Gebrüder Wright die Behauptungen des Patentamtes nicht bestritten, sie also anerkannt, dazu aber sich auf die Zweckverschiedenheit der in Vergleich gestellten Vorrichtungen berufen, indem sie anführten, daß die Verbindung der Tragflächen in Kombination mit den Steuern bei den bekannten Vorrichtungen zur Erzielung einer Seitensteuerung, nach ihrer Erfindung dagegen zur Erhaltung der Gleichgewichtslage, und zwar mit Bezug auf die in der Flugrichtung liegende Achse, diene. Insbesondere sei wesentlich, daß das Seitensteuer sich entsprechend der Verdrehung der Tragflächen selbsttätig einstellt.

Nachdem dann das Patentamt die Winkelverstellung der biegsamen Tragflächen durch Verdrehen (Verziehen) bei derartigen Gleitfliegern durch Moedebeck »Taschenbuch für Flugtechniker«, 2. Auflage, Seite 331, als bekannt nachgewiesen und der Kombination drehbarer Tragflächen mit durch diese Verdrehung verstellbarem Schwanzruder noch die amerikanische Patentschrift 728 844 entgegengehalten hatte, bemerkte es dazu, daß dieser bekannten Anordnung gegenüber die Verbindung der bekannten verziehbaren Tragflächen mit einem derartigen, eine Drehung der Flugrichtung um ihre senkrechte Achse verhindernden Steuerruder nur eine naheliegende Maßnahme sei. Darauf haben dann die Gebrüder Wright erwidert, daß die von ihnen zum Patent angemeldete Anordnung weder mit dem Steuern, noch mit dem Heben

und Senken der Flugebene etwas zu tun habe, sondern sie bezweckten mit ihrer Erfindung, durch die die beiden Seitenkanten der Tragflächen in verschiedenen Winkel-lagen bringende Verdrehung der Tragflächen den breiten Maschinenkörper parallel zum Horizont zu halten, und da sich aus dieser Verdrehung eine Tendenz zur Drehung um eine Vertikalachse ergebe, so sei mit den verdrehbaren Tragflächen ein vertikales Schwanzruder (das vielleicht besser Ausgleicher benannt würde) kombiniert. Diese Kombination sei neu.

Daraufhin hat dann das Patentamt einen Anspruch vorgeschlagen, wie er in der gedruckten Patentschrift enthalten ist, und das Patent ist dann in dieser Form zur Erteilung gelangt.

Aus der so kurz wiedergegebenen Entstehungs-geschichte des Patents 173378 muß gefolgert werden, daß das Wrightsche Patent ein Kombinationspatent ist und zwar ein solches, bei dem nicht nur die einzelnen Kombinationselemente, sondern auch die Kombination selbst nicht als neu anzusehen ist. Neu ist nur die an sich bekannte Kombination in ihrer Anwendung zu einem bestimmten Zweck, nämlich dem der Schrägsteuerung, d. h. zur Steuerung der Flugvorrichtung um die in der Flugrichtung liegende Achse zwecks Erhaltung des horizontalen Gleichgewichts. (Schluß folgt.)

Neue Flugmotore.

Von Ansbert Vorreiter.

Die bekannte französische Automobilfirma Panhard & Levassor, welche bereits seit mehreren Jahren Motoren für Luftschiffe baut, mit welchen die französischen Militärluftschiffe ausgerüstet sind, hat jetzt

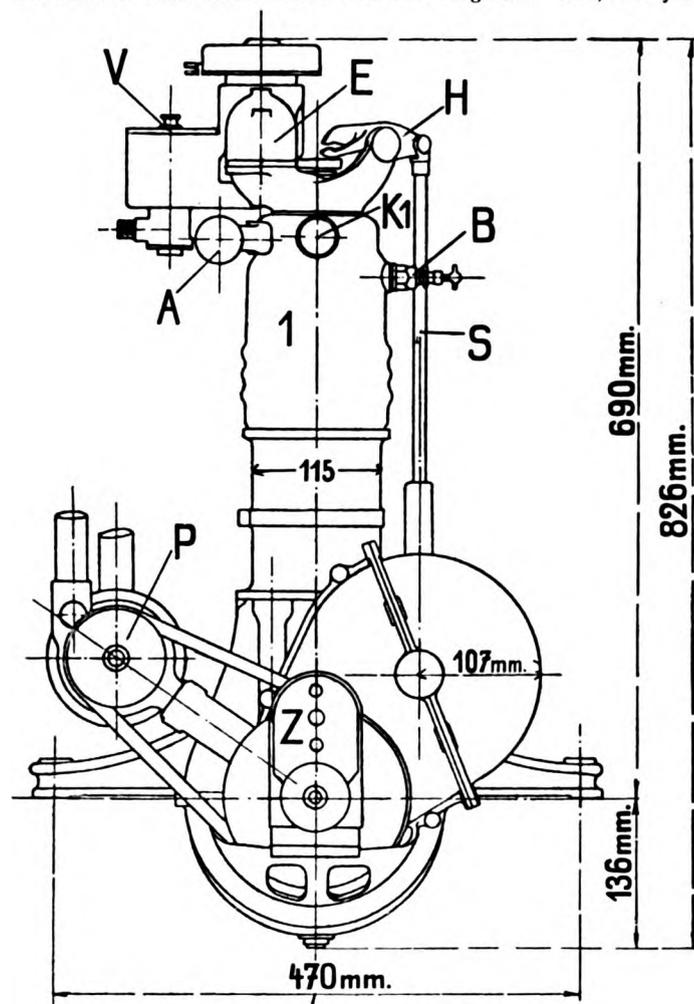


Fig. 1.

Flug- und Luftschiffmotor von Panhard & Levassor (Ansicht von vorn).

auch einen Flugmotor konstruiert. Derselbe hat vier stehende Zylinder, die aus vollem Stahl hergestellt werden, mit aufgezogenen Kühlmänteln aus Kupferblech. Interessant an diesem Motor ist besonders die Konstruktion der Ventile, indem die beiden Ventile ineinandergesteckt sind, und zwar befindet sich das Einlaßventil in dem rohrförmigen Auslaßventil (Fig. 1—4). Es sind also zwei Dichtungsflächen nach dem Zylinderinnern vorhanden; die eine zwischen Auslaßventil und Zylinder, die zweite zwischen Einlaß- und Auslaßventil, während man bei Anwendung eines mit Rundschieber kombinierten Ventils nur eine Dichtungsfläche nach dem Zylinderinnern hat. Beide Konstruktionen haben aber den Vorteil, daß die Ventile durch die frischen Gase gekühlt werden. Betätigt werden beide Ventile durch einen Kipphebel, welcher, durch eine Stoßstange vom Nocken bewegt, zunächst das Auspuffventil aufdrückt, wobei sich natürlich das Saugventil mitbewegt, aber geschlossen bleibt, da es seinen Ventilsitz im Auspuffventil hat. Nach Schluß der Auspuffperiode geht der Kipphebel infolge einer Aussparung auf der Nockenscheibe über seine Ruhelage hinaus, wobei nach Schluß des Auspuffventils mit Hilfe eines auf der Federscheibe des Ventils gelagerten kleinen Kipphebels das Saugventil geöffnet wird. Es kommt

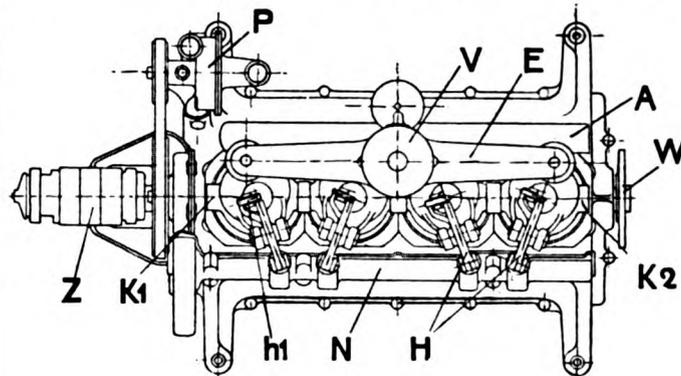


Fig. 2.

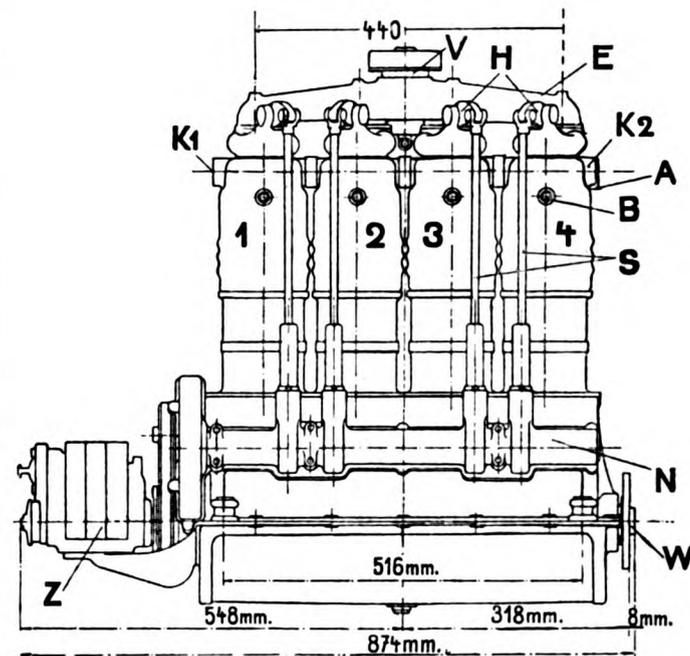


Fig. 3.

Fig. 2 u. 3. Flug- u. Luftschiffmotor von Panhard & Levassor.

Fig. 2 Ansicht von oben, Fig. 3 Seitenansicht.

1 bis 4 Zylinder, A Auspuffrohr, E Einlaßkanal mit Vergaser V, K¹ Wassereinlaß, K² Wasserauslaß, B Zündkerze, Z Zündapparat, P Wasserpumpe, H Kipphebel für die Ventile, S Stoßstangen, N Steuerwelle, W Motorwelle mit Flansch für Antrieb und Schwungrad oder Propeller.

also auch, wie bei der Konstruktion des Verfassers, Esnault Pelterie, Farcot, Dr. Huth und anderer Konstrukteure, ein zweistufiger Nocken zur Anwendung, jedoch ist die zweite Stufe negativ. Wenn auch die Konstruktion des kombinierten Ventils von Panhard etwas komplizierter ist, infolge der Anordnung des doppelten Kipphebels, so hat die Konstruktion andererseits den Vorteil, daß niemals Saug- und Auspuffkanäle gleichzeitig geöffnet sind und bei Ventilschluß nach der Saugperiode kein Öffnen des Auspuffkanals stattfindet. Diese Vorteile lassen

sich aber bei richtiger Konstruktion mit einem Ventil und einem Rundschieber erreichen. (Siehe Aufsatz »Konstruktionsprinzipien«.)

Flugmotoren mit vier stehenden Zylindern bauen noch die Firmen Clerget und Grégoire in Paris. Der Clerget-Motor ist in die kleinen Luftschiffe »Zodiak« eingebaut. Bei einer Bohrung von 110 mm und 120 mm Hub leistet der Clerget-Motor 50 PS bei 1650 Touren. Da das Gewicht nur 95 kg mit Wasser- und Ölpumpe, Kühler, Vergaser, Zündapparat und einem kleinen Schwungrad von 17 kg beträgt, kommt auf 1 PS nur 1,9 kg. Clerget benutzt die Aluminiumkühler von Basse & Selve, der für diese Leistung von 50 PS nur 13 kg wiegt.

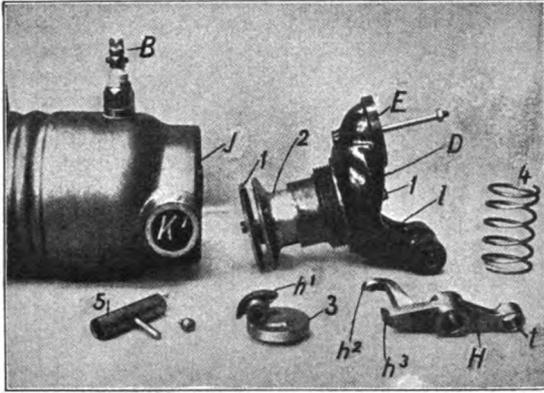


Fig. 4.

Zylinder mit Ventil des Flugmotors von Panhard-Levassor.

I Zylinder, *B* Zündkerze, *K* Wassereinlaß, *D* Ventildeckel mit *E* Gas-einlaß und *I* Lager für Ventilhebel *H*. Dieser wird bei *A* von der Ventilstange *S* betätigt und drückt mit Winkel *h*² die Scheibe *3* des Auslaßschiebers *2* auf. Beim Zurückziehen über die Ruhelage mittels Nase *h*³ und kleinem Hebel *h*¹ des Einlaßventils *1* auf, *4* Ventilsfeder, *5* Ventilführung.

Der Grégoire-Motor (Fig. 5) wird in zwei Größen mit vier und sechs Zylindern gebaut mit einer Leistung von 25 und 40 PS. Bemerkenswert an demselben ist die Verbindung des Kühlers mit dem Motor. Durch ein weites vertikales Rohr steigt das warme Wasser aus dem Zylinder nach oben, wo über je zwei Zylindern ein weites Querrohr angeordnet ist. Von diesem führen zu beiden Seiten der Zylinder dünne vertikale

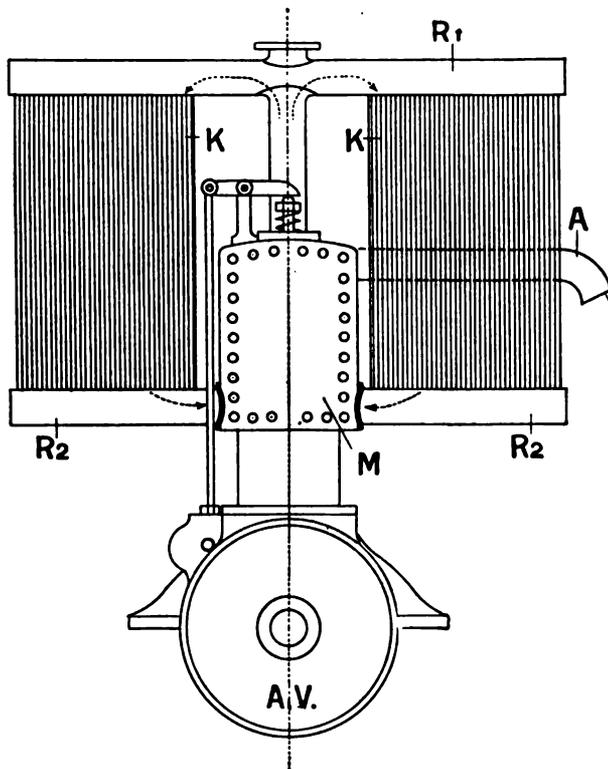


Fig. 5.

Schematische Zeichnung des Grégoire-Flugmotors mit Kühler.

M Kühlmantel des Zylinders (aus Aluminiumblech genietet), *R*₁ oberes Querrohr, *R*₂ unteres Querrohr, verbunden durch die dünnen Kühlrohre *K*, *A* Auspuffrohr.

Rohre nach unten, wo sie mit Querrohren, die beiderseits am Wassermantel der Zylinder angebracht sind, in Verbindung stehen. Der Umlauf des Kühlwassers erfolgt nach dem Thermo-Siphon-Prinzip, eine Wasserpumpe ist daher nicht vorhanden. Diese Kühleranordnung gibt ein sehr geringes Gewicht und den Vorteil des Fortfalls der Pumpe. Diese Konstruktion eignet sich auch für das Prinzip der Verdampfungskühlung, wobei man infolge des größeren Temperaturgefälles mit einer geringeren Wassermenge auskommt und somit am Gewicht des Wassers spart, es müssen dabei jedoch die Kühlungen länger sein.

Der Wunderlich Flugmotor (Fig. 6) hat ähnlich wie der Anzani-Motor drei fächerförmig unter je 60° zueinander geneigte Zylinder, von denen die beiden äußeren auf einen Kurbelzapfen wirken, während der mittlere Zylinder auf einen um 180° versetzten zweiten Kurbelzapfen arbeitet. Durch diese Anordnung wird im Gegensatz zu anderen Drei-Zylindermotoren, welche nur einen Kurbelzapfen haben, erreicht, daß die Zünderabstände untereinander vollkommen gleich sind. Das Drehmoment ist daher ein sehr gleichmäßiges, so daß ein besonderes Schwungrad außer der Schraube entbehrlich wird. Auch kann dieser Motor mit einem gewöhnlichen Magneten angetrieben werden. Der Massenausgleich ist wegen der zweifach gekrümmten Kurbelwelle ein sehr guter. Das auftretende Kippmoment ist infolge der besonderen Anordnung des Motors besonders klein. Der mittlere Zylinder ist nämlich so nahe an die Ebene der beiden äußeren Zylinder herangertückt, daß der Hebelarm des Kippmomentes außerordentlich klein wird. Die Ventile sind gesteuert und sitzen im Zylinderkopf und werden durch eine gemeinsame Blattfeder auf ihren Sitz niedergedrückt. Die Steuerung der Ventile wird durch je eine Stoßstange mit Balancier für jeden Zylinder von einer Nockenwelle mit zwei Nocken für alle Ventile bewirkt. Diese einfache Anordnung wird dadurch erreicht, daß die Schwingungsebene der Balanciers der beiden äußeren Zylinder senkrecht zur Kurbelwelle

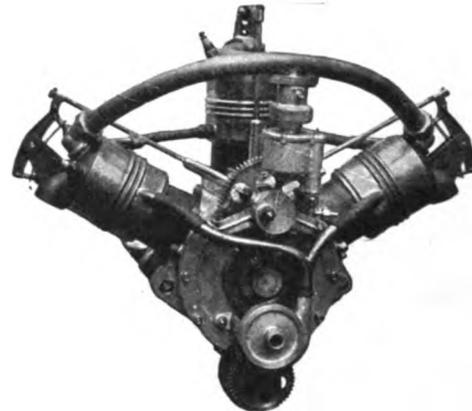


Fig. 6.

Dreizylinder-Flugmotor von Wunderlich.
(Verbesserte Anzani-Type.)

liegt, und die Schwingungsebene des mittleren Balanciers parallel zu denselben. Der eine Nocken betätigt die beiden äußeren Zylinder, der zweite Nocken den mittleren Zylinder. Da die Nocken um 180° versetzt sind, folgt der gleichmäßige Winkelabstand aller Explosionen und damit ein gleichmäßiges Drehmoment. Der Motor leistet bei 110 mm Bohrung und 105 mm Hub 25 PS bei 1400 Touren und wiegt komplett mit Vergaser und Zündapparat 45 kg.

Ein anderer Motor mit fächerförmiger Anordnung der Zylinder ist der von Dr. Fritz Huth in Berlin (Fig. 7). Gegenüber dem Fächermotor von Esnault Pelterie, welcher eine ungerade Anzahl von Zylindern, fünf oder sieben, hat, sind beim Motor von Dr. Huth sechs Zylinder vorhanden. Daher ist es nicht möglich, einen gleichen Abstand der Zündungen zu erreichen. Je drei Zylinder arbeiten auf einem Kurbelzapfen und trägt der Abstand der beiden Kurbelzapfen 180°. Die Zylinder haben eine Bohrung von 110 mm und 110 mm Hub. Bei 1200 Touren leistet der Motor 50 PS. Das Gewicht des Motors beträgt inkl. Vergaser und Zündapparat 90 kg, also weniger als 2 kg pro PS. Wie bei der fächerförmigen Anordnung der Zylinder gespart werden kann, beweist der Umstand, daß die Kurbelwelle bei mehrfacher Sicherheit nur 5 kg wiegt; bei gleicher Stärke der Welle würde bei Reihenanordnung der Zylinder das Gewicht derselben meistens das Doppelte betragen.

Die Zylinder sind mit der Ventilkammer aus einem Stück, jedoch ohne Wassermantel gegossen. Die Wassermäntel sind besonders aus gewelltem Messingrohr aufgesetzt. Die Steuerung für Ein- und Auslaß der Gase erfolgt in ähnlicher Weise wie beim Esnault Pelterie-Motor mit Hilfe eines kombinierten Ventils, bzw. eines Ventils mit Rundschieber, jedoch wird der Fehler vermieden, daß beim Übergang von der Auspuff- in die Saugstellung beide Kanäle geöffnet sind. Vielmehr

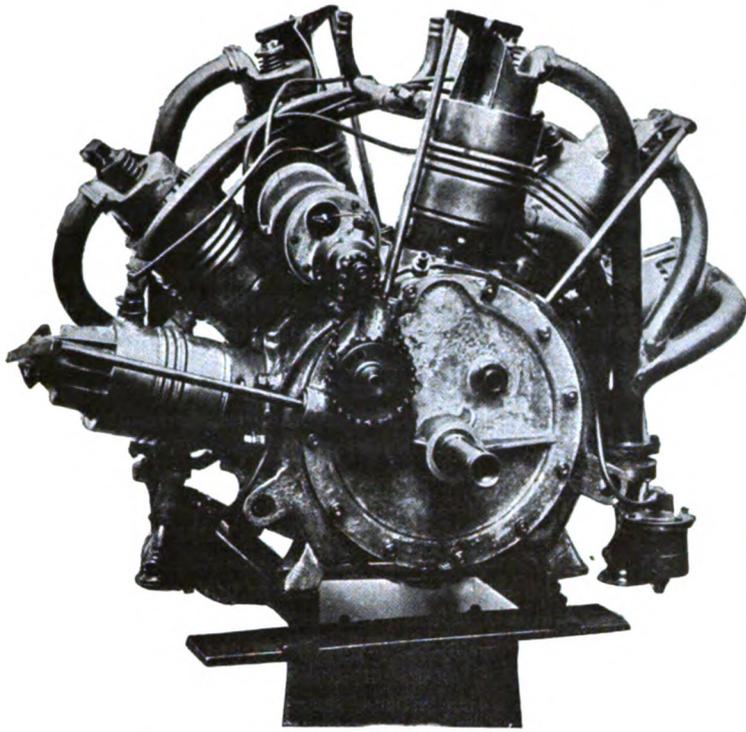


Fig. 7.
Flugmotor von Dr. Huth. (Verbesserte Esnault-Pelterie-Type.)

erfolgt das Öffnen des Saugkanals erst nach Schließen des Auspuffkanals. Kurz vor Schluß des Ventils wird einen Moment der Auspuffkanal wieder geöffnet, was jedoch von geringer Bedeutung ist, wenn die Gase, wie bei Flugmotoren üblich, direkt in die freie Luft auspuffen, weil dann höchstens etwas Luft angesaugt wird, jedoch keine Auspuffgase, wie es bei Anwendung eines Auspufftopfes der Fall sein würde.

Je drei Zylinder haben einen gemeinsamen Vergaser. Wie schon erwähnt, kann der Zündabstand nicht gleichmäßig sein, und zwar ist derselbe einmal 90° und einmal 150° ; demzufolge ist es möglich, mit einem Magnetzündapparat auszukommen, wenn derselbe entsprechend hohe Tourenzahl macht. Es können jedoch nicht alle Induktionsstellungen des Ankers ausgenutzt werden. Der Magnetapparat ist auf dem Kurbelgehäuse zwischen den Zylindern befestigt und wird durch eine Kette angetrieben. Es ist dabei zu empfehlen, daß sich der Verteiler nicht am Magnetinduktor befindet, sondern auf einer besonderen, durch Zahnräder angetriebenen Welle, da beim Kettenantrieb des Stromverteilers Verschleppungen der Zündung vorkommen können. Die Zündfolge der Zylinder ist die nachstehende: Erste Zündung Zylinder 1, dann Zylinder 4, Zylinder 3, 6, 5 und 2, worauf nach zwei Touren wieder Zylinder 1 zündet. Dieser Motor wird gegenwärtig in einem von Dr. Huth konstruierten Drachenflieger erprobt.

Die bekannte Automobilfabrik Clement Bayard baut außer ihrem größeren Luftschiff und Flugmotor jetzt einen kleineren Flugmotor mit 2 und 4 gegenüberliegenden Zylindern, wie ihn zuerst Santos Dumont bei seinem kleinen Eindecker benutzte. Clement-Bayard bauen bekanntlich die Eindecker System Santos Dumont, und zum Antrieb derselben den neuen zweizylindrigen Motor, der bei 1500 Touren 30 PS leistet. Die Zylinder haben einen Durchmesser von 140 mm, und die Ventile sind im Deckel angeordnet und beide gesteuert. Die Zylinder sind aus Stahl hergestellt, innen und außen an allen Flächen bearbeitet und werden durch Wasser gekühlt. Der Wassermantel ist aus Kupfer gepreßt und gewellt. Für jeden Zylinder ist eine besondere Steuerwelle vorhanden, die außerhalb des Gehäuses auf der einen Seite den Magnetinduktor, auf der anderen Seite die Wasserpumpe antreibt.

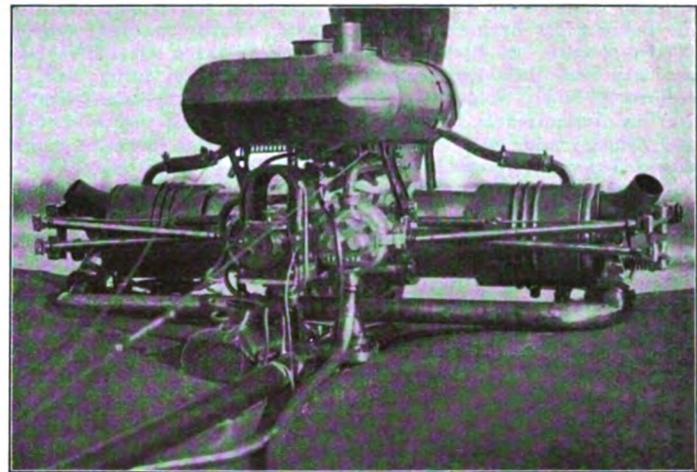


Fig. 8.
Flugmotor Clément-Bayard. (Verbesserte Santos Dumont-Type.)

Einen ähnlichen Motor, jedoch mit vier Zylindern, baut auch Miesse in Brüssel. Dieser Motor hat jedoch Luftkühlung, und zwar wird die Luft mittels eines Zentrifugalventilators nach einer über den Zylinder gestülpten Blechhaube geblasen. Ein- und Auslaß wird durch ein Ventil gesteuert. Der Motor leistet 70 PS bei 1200 Touren.

Von Motoren mit gegenüberliegenden Zylindern sei noch der Flugmotor von Bertin beschrieben und abgebildet, welcher Motor dem bereits bekannten Motor von Dutheil und Chalmers ähnlich ist. Der Motor hat auf jeder Seite zwei Zylinder, je zwei gegenüberliegende

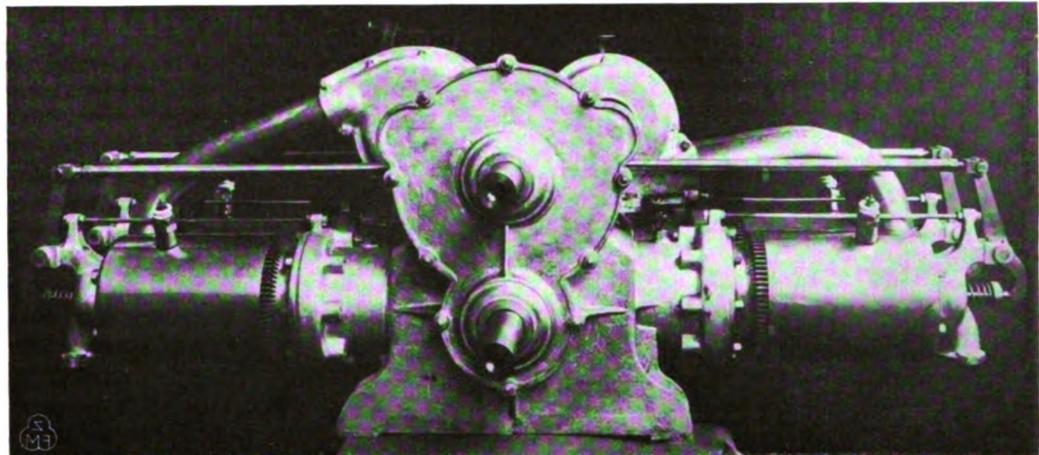


Fig. 9. Flugmotor von Miesse.

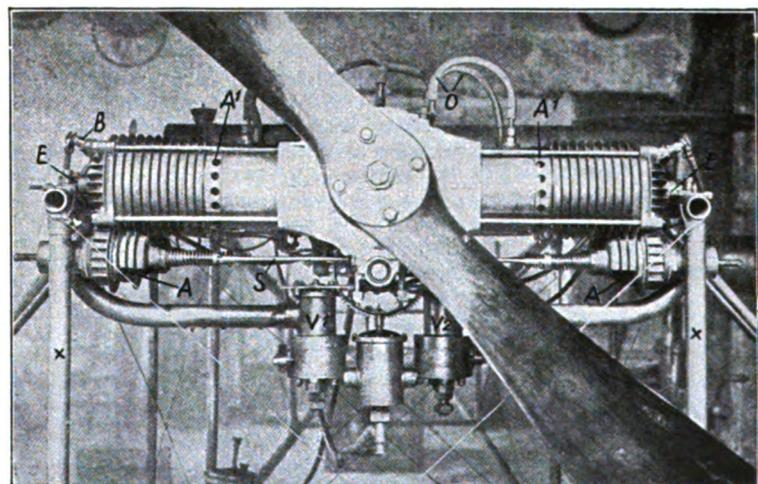


Fig. 10. Flugmotor von Bertin.

A = Auspuffventil; A^1 = freier Auspuff im Zylinder; E = Einlaßventil (automatisch); S = Ventilstößel; V^1, V^2 = Mischkammern des doppelten Vergasers; O = Ölrohre; x = Stahlrohre zum Tragen des Motors.

Zylinder arbeiten auf eine um 180° gekröpfte Kurbelwelle. Obwohl die Bohrung der Zylinder 110 mm beträgt, kommt man nach Angabe des Fabrikanten bei direktem Antrieb der Schraube mit Luftkühlung aus, was namentlich dem Umstand zu verdanken sein dürfte, daß die Kolben im innern Totpunkt einen freien Auspuff im Zylinder freilegen. Nur die Auspuffventile sind gesteuert; die Saugventile sind selbsttätig. Die Zylinder jeder Seite erhalten das Gas von einem Vergaser; es sind demnach zwei Vergaser vorhanden, die jedoch einen gemeinsamen Schwimmer haben. Die Ölung erfolgt durch eine von der Steuerwelle angetriebene Ölpumpe.

Die Bohrung beträgt 120 mm, der Hub 160 mm; die Zylinder sind mit Öffnungen für direkten Auspuff versehen, die vom Kolben im inneren Totpunkt aufgedeckt werden. Für jeden Zylinder ist ein besonderer Ventilator für die Kühlluft vorhanden. Die Luft kühlt gleichzeitig die Ventile. Die Steuerung ist näher in dem Aufsatz »Konstruktionsprinzipien für Motoren« beschrieben. Das Gewicht des Motors beträgt 90 kg inkl. Vergaser und Zündapparat, also nur ca. 1,3 kg pro PS.

(Fortsetzung folgt.)

Neue Flugapparate.

Neue deutsche Eindecker. Auf dem Mainzer Truppenübungsplatz »Großer Sand« montiert der frühere Radrennfahrer Franz Verheyen einen Eindecker.

Ein anderer deutscher Eindecker wird gegenwärtig auf dem Flugfeld »Mars« am Bahnhof Bork erprobt und hat so gute Anfangsergebnisse zu verzeichnen, daß man dieser Type mit großem Vertrauen entgegensehen kann. Der Apparat »System Schultze-Herford« (verbesserte Blériot-Type) wird von der Deutschen Flug-

maschinenbau-Ges. m. b. H. fabriziert, welche mehrere der gleichen Art in Arbeit hat. Einen solchen Eindecker hat auch der bekannte Radrennfahrer Teddy Robl bestellt. Unsere Abbildung im sportlichen Teil zeigt den ersten größeren Flug dieses Eindeckers mit Adolf Behrend, dem Käufer dieses Apparates, am Steuer.

Der bekannte deutsche Radweltmeister Robl ist seit einigen Wochen auf dem Flugfeld von Johannisthal mit dem von Mordhorst in Kiel erworbenen Eindecker mit Flugversuchen beschäftigt.



Hanuske in seinem Eindecker auf dem Flugfeld in Johannisthal.

Robl, dem es einige Male glückte, größere Sprünge von etwa 100 Meter auszuführen, kam aber nie dazu, längere Zeit in der Luft zu verweilen. Ferner bestellte Robl bei der Deutschen Wright-Gesellschaft einen Zweidecker, mit dem er sich an allen größeren Wettfliegen beteiligen will.

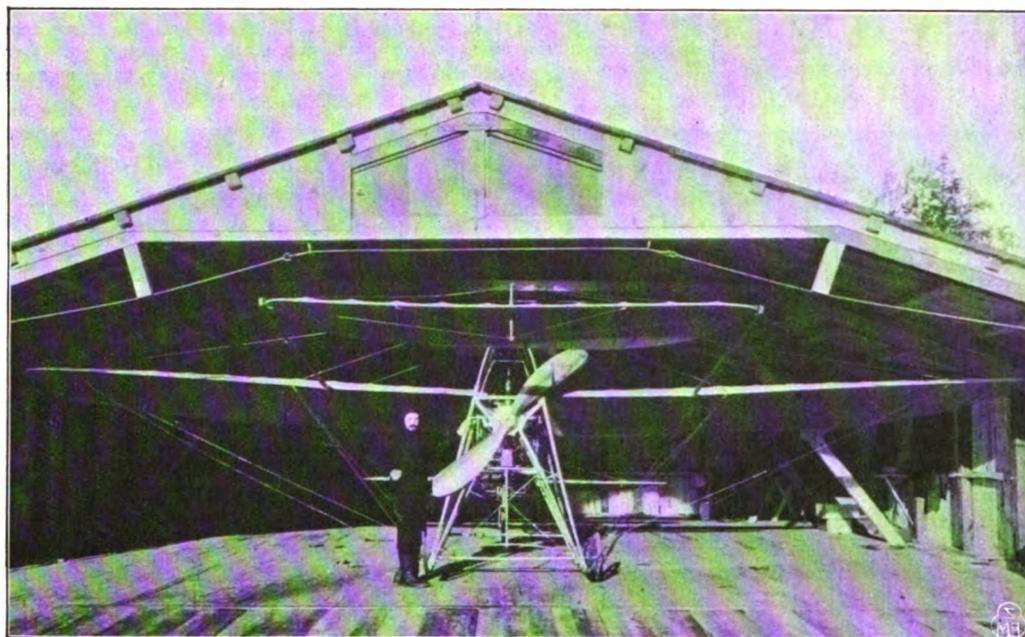
Die Flugmaschine der Sektion Essen des Niederrheinischen Vereins hat zurzeit einige wohl-gelungene Flüge auf den Ruhrwiesen bei Essen ausgeführt. Es gelangen acht Flüge von 60 bis 100 Metern. Alle Steuerorgane funktionierten ausgezeichnet. Der Zweidecker ist bis auf den Motor aus deutschem Material gefertigt.

Neue französische Eindecker. Mit dem bereits vor kurzem fertiggestellten Eindecker von Molon ist seinem Konstrukteur bereits ein schöner Flug von 25 Min. Dauer gelungen, in einer durchschnittlichen Höhe von 15 m, wobei sich dieser neue Eindecker als sehr stabil erwies.

Blériot hat seinen Eindeckertyp Nr. XI wieder umgebaut bzw. verbessert. Die wichtigste Verbesserung ist die neue Anordnung des Höhensteuers, bei welchem die Achse, um welche die beiden das Höhensteuer bildenden Flächen drehbar sind, an der Vorderkante dieser Flächen liegen, während bei den älteren Eindeckern von Blériot die Achsen etwa im vorderen Drittel der drehbaren Flächen lagen. Ferner sind vor diesen drehbaren Flächen feststehende Kielflächen zu beiden Seiten des Körpers angebracht. Demnach ähneln jetzt die Schwanz-

flächen mit Höhensteuer beim Blériotyp der letzten Konstruktion des Antoinette-Eindeckers. Im Bau von Eindeckern kommen wir der Entwicklung des Standardtyps immer näher.

Ein neuer Zweidecker für Rougier wurde eben in der Fabrik von Voisin fertiggestellt, der mit einem 4 Zylinder-50 PS-Motor, System Voisin, versehen ist.



Kunstmaler Cornelius Hintner mit seinem Eindecker auf dem Flugfeld »Mars« bei Bork.

Die Deutsche Flugmaschinenbau-Gesellschaft, Berlin, hat für den Kunstmaler Cornelius Hintner in München vor kurzem einen Eindecker fertiggestellt, der ebenfalls wie der in der gleichen Werkstatt gebaute Eindecker von Behrend dem Blériotyp ähnlich ist. Hintner



Timm auf seinem Eindecker in Johannisthal.



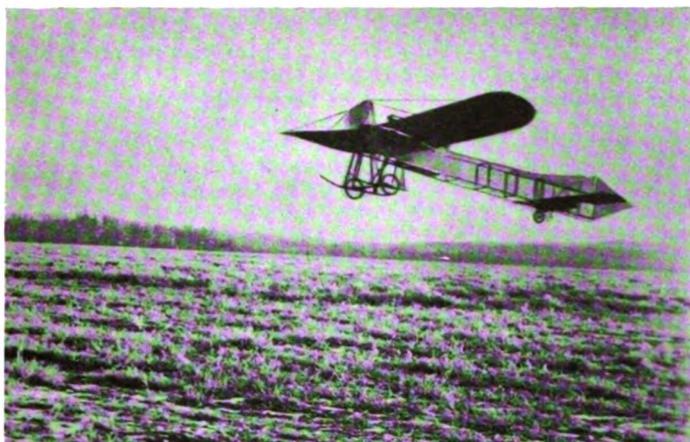
Der verbesserte Eindecker »Blériot XI« in Pau.

Sportlicher Teil.

Bearbeitet von O. Schmal-Carbur.

Von den Berliner Flugplätzen.

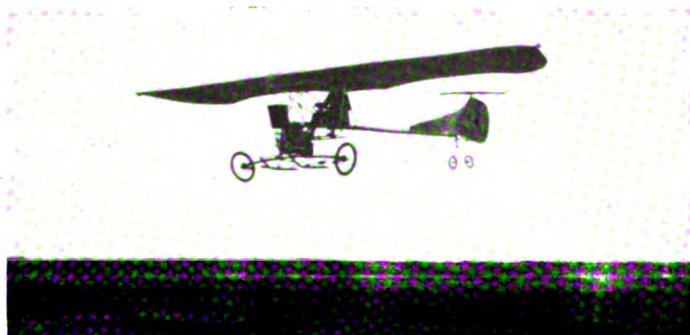
»Johannisthal« und »Bork« — wie die beiden Berliner Flugfelder heißen — werden dem Vernehmen nach bald Zuwachs bekommen. Bald hier — bald dort hört man von der Schaffung neuer Flugfelder, und man dürfte wohl annehmen, daß von den vielen Projekten wenigstens das eine oder andere zur Ausführung gelangt. Ob hier eine »Bedürfnisfrage« vorliegt, kann man heute schwer entscheiden. Schon vor einem Jahre hatte es den Anschein, als könnten zehn Flugfelder für Berlin nicht ausreichen, um all die vielen Flugapparate, die »demnächst« fertig werden sollten, zu fassen. Nun — man hat sich mit weniger begnügt, und es ist auch gegangen. Das Flugfeld »Mars« bei Bork, das zuerst erstand, beherbergt gegenwärtig nur einen Apparat, den des Kunst-



Eindecker System Schultze-Herfort (verbesserter Blériottyp) im Fluge auf dem Flugfeld Bork von Behrend gesteuert.

malers Cornelius Hintner. Der Eindecker von Schultze-Herfort, den Herr Behrend erstanden hat, ging vor einigen Tagen bei einem Flug in Trümmer und mußte wieder nach der Werkstatt der Deutschen Flugmaschinenbau-Gesellschaft in Rummelsburg bei Berlin wandern.

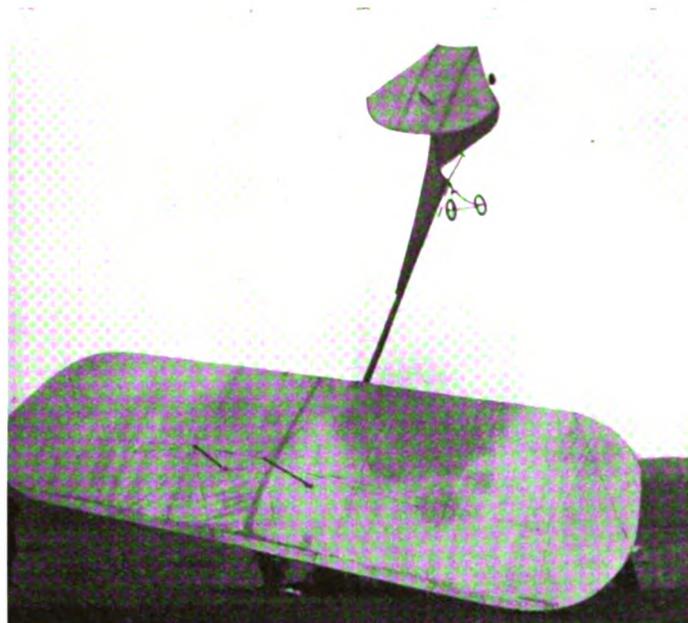
In Bork fliegt zurzeit nur noch der Eindecker von Hintner; Schüler und Schubert, die ihre Apparate früher dort untergebracht hatten, haben das Feld im wahrsten Sinne des Wortes geräumt und Grade weilt noch in Agypten. Ursprünglich war es seine Absicht, sich mehr der Fabrikation zu widmen, aber die flugsportlichen Veranstaltungen scheinen es ihm doch angetan zu haben. Vielleicht will er Nizza aber bloß noch mitnehmen. Er hat in Bork vier Morgen Landes sehr billig erworben, und ein Teil der dort errichteten Werkstätten ist bereits fertig, so daß mit der Herstellung der bestellten Flug-



Dorner mit seinem Eindecker im Fluge in Johannisthal.

apparate bereits begonnen werden konnte. Grade hat einen Lehrapparat mit einem Sitz für den Passagier bzw. Schüler im Bau, und da die ersten Apparate bereits im Mai abgeliefert werden sollen, wird Grade um diese Zeit wieder dauernden Aufenthalt in Bork nehmen, um den Käufern Unterricht erteilen zu können.

In Johannisthal, wo sich das bekannte Aerodrom, auf dem die Berliner Flugwoche stattfand, befindet, wurde die Sache von vornherein viel großzügiger angelegt, vielleicht zu



Der Flugapparat von Dorner nach dem Unfall in Johannisthal.

großzügig. Aber darüber kann man streiten. Die Arbeit, die geleistet wurde, ist riesengroß gewesen, und daß dabei der Blick für das Finanzielle verloren ging, darf nicht wundernehmen. Das Berliner Aerodrom wurde unter Voraussetzungen geschaffen, die sich leider nicht erfüllten. Hoffentlich gelingt es der jetzigen umsichtigen Leitung, durch die gewiß auch mühevoll Kleinarbeit das Unternehmen auf die Höhe zu bringen, die es verdient.

Auf dem Flugfelde in Johannisthal herrscht nicht das rege Leben, das man nach der Zahl der dort befindlichen Flugapparate vermuten könnte. Von bewährten Systemen sind nur drei Wrightapparate und ein Antoinette, letzterer Eigentum des Oberleutnants Huth, zur Stelle. Sonst sind es Eigenkonstruktionen, von denen die des früheren Radweltmeisters Poulain bisher noch am besten abgeschnitten hat. Auch Dorner darf



Der verunglückte Flugapparat Dorners wird nach dem Sturz per Automobil nach dem Schuppen zurückgebracht.

infolge seiner guten theoretischen Kenntnisse und der Erfahrungen, die er bisher bei seinen Flugversuchen machte, zu den Flugtechnikern gezählt werden, von denen wir noch gute Leistungen zu erwarten haben. Ob die Drachenflieger von Timm, Jiroka, Hanuschke usw. leistungsfähig sein werden, muß abgewartet werden. Zurzeit sind in Johannisthal alle Schuppen besetzt, doch verhinderten die Witterungsverhältnisse bisher den flotten Fortgang der Versuche im Freien.

O. S.-C.

Sportnachrichten.

Resultat der Flugwoche von Heliopolis. Preis von Heliopolis (Höhenpreis): Rougier (Voisin) 255 m, 1. Preis (50000 Frs.); Latham (Antoinette) 52 m, 2. Preis (10000 Frs.); Metrot (Voisin) 40 m, 3. Preis (5000 Frs.). Preis des Barons Empain (für den längsten Flug ohne Zwischenlandung): Metrot (Voisin) 85,500 km, 1. Preis (50000 Frs.); Rougier (Voisin) 65,500 km, 2. Preis (10000 Frs.); Le Blon (Blériot) 57,500 km, 3. Preis (5000 Frs.); Balsan (Blériot) 44,500 km, 4. Preis (2500 Frs.); Riemsdyck (Curtiß) 24,500 km, 5. Preis (2500 Frs.); Grade (Grade) 20 km, 6. Preis (1000 Frs.). Großer Preis von Ägypten für die beste Gesamtdistanz: Rotgier (Voisin) 220 km, 1. Preis



Die Flugwoche von Heliopolis vom 6. bis 12. Februar.
Grade in Heliopolis bei der zweiten Tour um die Bahn.

(25000 Frs.); Le Blon (Blériot) 179 km, 2. Preis (10000 Frs.); Balsan (Blériot) 175,500 km, 3. Preis (5000 Frs.). Insgesamt gewannen Rougier 95000 Frs., Metrot 50000 Frs., Le Blon 18000 Frs., Latham 10000 Frs., Balsan 9500 Frs., Riemsdyck 2500 Frs. und Grade 2000 Frs.

Auf dem Flugfelde „Mars“ glückte am 2. ds. Mts. vormittags mit dem von der Deutschen Flugmaschinenbau-Gesellschaft Rummelsburg erbauten Eindecker des deutschen Schultze-Herford ein Flug über 1500 Meter in 10 bis 15 Meter Höhe. Die Landung vollzog sich glatt.

Luftschiffkommission der Deutschen Motorfahrer-Vereinigung. Die Luftschiffkommission, die aus den Herren Dr. Bruckmeyer, München, Ing. Küster, Berlin, Dr. Brik, Breslau, Thurein, Hamburg und Gustav Braunbeck in Berlin besteht, hat beschlossen, sämtliche Bestrebungen im Luftschiff- und Flugsport nach allen Kräften zu unterstützen.

Der Frankfurter Flugsportklub hat in seiner letzten Vorstandssitzung beschlossen, einen Euler-Apparat (Voisin) als Klubapparat anzukaufen, nachdem der hierzu erforderliche Betrag von Gönnern des Klubs gezeichnet war. Auch bestellte das Klubmitglied Herr v. Gorrissen privatim einen Euler-Apparat. Herrn v. Gorrissen gelang es bereits auf einer Übungsmaschine des Herrn Euler über 1 km in etwa 6 m Höhe zu fliegen.

Das der Berliner Flugplatzgesellschaft gehörende Aerodrom Johannisthal soll auf 2 1/2 km ausgedehnt werden. Ferner sind für Luftschiffe Hallen und die Anlage einer Automobilprüfungsbahn von 3 km Länge projektiert.

Ein neues Flugfeld in Bayern. Die Akademie für Aviatik in München hat bei Puchheim in der Nähe von München ein großes Flugfeld erworben. Anfang Mai sollen dort bereits Flugversuche unternommen werden.

Ein österreichischer Flugsport-Klub wurde auf Anregung des Österreichischen Touring Club soeben gegründet. Dieser neue Klub hat ein umfangreiches Programm aufgestellt, das u. a. ausführt: Einrichtung von Fliegerschulen, Wahrung der Interessen gegenüber den Behörden, Anlage von Flugplätzen und Werkstätten, verbunden mit der Ausbildung von Mechanikern. Vertretung gegenüber ausländischen Korporationen, Stellungnahme zur internationalen Regelung und Entwicklung der Aeronautik und des Luftrechtes. Organisation von Preis- und Wettfliegen, Preisausschreiben verschiedener Arten zur Unterstützung der Flugtechniker, Regelung und Sicherung des Luftverkehrs durch Anlage von Luftschiffhäfen, Beleuchtung der Städte, Verkehrslinien usw.

Zur internationalen Flugwoche von Nizza, die in der Zeit vom 10. bis 25. April stattfindet und mit Preisen in Höhe von 250000 Francs dotiert ist, liegen bereits eine Reihe von Anmeldungen vor, so auch von dem deutschen Flieger Grade, der sich zurzeit an dem Flugmeeting von Heliopolis beteiligt. Ferner haben sich bisher Rougier, Latham und Mortimer-Singer gemeldet.

Die französischen Fliegerschulen sind zurzeit sehr stark besetzt. In Mourmelon hat die Antoinette-Fliegerschule unter der Leitung von Latham ihr Lager aufgeschlagen und besitzt vier Fliegerschuppen. Außer französischen Sportsleuten üben auch mehrere deutsche, englische und amerikanische Sportleute mit Antoinette-Eindeckern; von Deutschen u. a. Herr von Mumm, der in kurzem mit seinem eigenen Antoinette-Apparat auf den Plan treten wird. Brunhuber aus München ist bereits ausgebildet und wird den von Oberleutnant Huth gekauften Antoinette-Eindecker steuern, der am 28. in Johannisthal eingetroffen ist. Auch der bekannte Rennfahrer van den Born widmet sich jetzt dem Drachenfliegen und hat vor kurzem einen Überlandflug von Mourmelon aus in 50 m Höhe ausgeführt.

Zwei neue Passagierrekords wurden in Mourmelon von den beiden Farman-Fliegern Van den Born und Efimoff aufgestellt, die je einen Passagier aufgenommen hatten und gleichzeitig die Bahn umkreisten. Van den Born hielt sich durchweg in 5 bis 6 Meter Höhe und landete nach 1 Stunde 42 Minuten nach Absolvierung von 151 Kilometer infolge Benzinmangels. Efimoff flog etwas höher und blieb 1 Stunde 50 Minuten in der Luft, in welcher Zeit er 158 Kilometer zurücklegte.

Ein neues englisches Aerodrom soll in Hendon bei London errichtet werden. Zur Einrichtung desselben wurde von Interessenten die Summe von M. 200000 zur Verfügung gestellt. Außer zu Veranstaltungen von Wettfliegen soll der Flugplatz auch den Konstrukteuren neuer Maschinen zur Verfügung stehen, und ferner wird eine Fliegerschule eingerichtet. Die technische Leitung übernimmt Graham White.

Baron de Caters, der bekannte belgische Sportsmann, errichtet zusammen mit A. Servais, dem Vizepräsidenten des Aeroklubs von Antwerpen, ein Aerodrom bei St. Job, welches zwischen Brüssel und Antwerpen gelegen ist und eine Ausdehnung von 150 ha haben wird. Fünf Hangars sind bereits im Bau, die für die Drachenflieger des Baron de Caters bestimmt sind. Außer drei Voisin-Zweideckern und einem Blériot-Eindecker besitzt Baron de Caters jetzt auch einen Zweidecker von Sommer.

Ein Überlandflug von über 50 km führte vom Flugfelde bei Los Angeles der Amerikaner Charles Hamilton aus. Dabei überflog er in einer Höhe von 90 m einen Meeresarm bis zur mexikanischen Stadt Tigrana und San Diégo. Dies ist der längste bisher in Amerika ausgeführte Überlandflug.

Der größte Flugplatz der Welt. In Long Island in Amerika hat der Aeroklub von Amerika ein Terrain von 30.000 Acker erworben, das für ein Flugfeld hergerichtet werden soll. Die Anlage der Bahn wird so angeordnet, daß ein gerader Flug von zehn engl. Meilen oder ein Rundflug von zwanzig engl. Meilen ausführbar ist. Da der ganze Platz frei ist, so können längs der Peripherie der Flugbahn Tribünen hergerichtet werden. Außer diesen Tribünen wird der Flugplatz noch einige Dutzend Fliegerschuppen und große Werkstattanlagen erhalten. Ferner soll noch auf dem Flugplatz ein Klubhaus des Aero-Klubs erbaut werden.

Zum Gordon-Bennett-Rennen für Flugmaschinen wird in einem an den Deutschen Luftschiffverband gerichteten Schreiben des Amerikanischen Aeroklubs mitgeteilt, daß der Verband berechtigt sei, drei Meldungen abzugeben. Diese müssen vor dem 1. März bei dem Amerikanischen Aeroklub einlaufen und von einem Nennungsgelde von M. 400 für jede Flugmaschine begleitet sein. Die

Konkurrenz wird zwischen dem 1. Mai und 15. November stattfinden. Der definitive Tag wird von dem Amerikanischen Aeroklub noch vor dem 1. April bekanntgegeben werden.

Der Startort für das Gordon-Bennett-Rennen der Luft, das wie bekannt, in diesem Jahre bestimmungsgemäß in Amerika stattfinden muß, ist nunmehr bestimmt worden. Der Aero-Klub von Amerika hat beschlossen, als Startort für den Gordon-Bennett Pokal der Freiballons wieder die Stadt St. Louis zu wählen. Der „B. Z.“ entnommen.

Preisfliegen in Petersburg. Im Anschluß an die Petersburger Automobilausstellung, die im Juni dieses Jahres stattfindet und die auch von Flugapparaten und Motorballons besichtigt wird, sollen während und nach derselben Wettflüge veranstaltet werden. Es ist auch ein Überlandflug geplant, der von Petersburg nach Moskau und zurück führen soll.

Militärluftschiffahrt.

Aus den Verhandlungen des Reichstages. (Tägl. Rundschau I. II. 1910.) Erklärungen betreffend:

Verstärkung der Luftschiffer-Abteilung.

Oberst Wandel, als Vertreter der Abteilung im Kriegsministerium erklärt, die neuen Truppen gingen nach Metz, seien aber auch für Übungen in Köln mitbestimmt. Man müsse die Truppe unter einheitlicher Führung halten. Ein Abgeordneter meint, man solle die Leute nicht fortwährend zwischen Metz und Köln hin- und herfahren lassen. Das übriggebliebene Gas solle man nicht in die Luft entweichen lassen, es gäbe Abnehmer. Der Kriegsminister erwidert, die Truppe müsse zur Ausbildung zusammenbleiben. Wären zwei Truppenteile da, so könne man teilen. Oberst Wandel führt aus, die Verwertung des Restgases würde sehr gering sein, es kämen nur Freiballons in Frage. Die Einnahme würde also sehr geringfügig sein; überdies sei noch nie der Wunsch nach Abgabe von Gas an die Verwaltung gekommen. Ein Abgeordneter fragt an, wie es mit den Fortschritten der Aviatik stehe. Man habe jetzt Höhen von 1300 bis 1400 m erreicht. Die Flugapparate seien viel billiger als Luftschiffe; damit wäre also nicht so viel an Werten riskiert. Oberst Wandel erklärt hierzu: Die lenkbaren Luftschiffe haben große Fortschritte gemacht, hauptsächlich, weil man alle Systeme gleichmäßig unterstützt habe. Wir seien allen anderen Staaten voran. Die Benutzbarkeit sei durch das Wetter beschränkt. Man dürfe die Brauchbarkeit daher nicht überschätzen. Die Konstrukteure müßten die Eigengeschwindigkeit erhöhen; man habe darin auch schon Fortschritte gemacht. Eine Luftflotte sei zu teuer; aber im Lande müsse eine gewisse Anzahl vorhanden sein, das müsse man eventuell durch Subventionen fördern. Die Flugapparate seien sehr unsicher; sie fliegen für Beobachtungen zu schnell und können in großen Höhen mit Sicherheit eine zweite Person nicht mitführen. Die Verwaltung verfolge selbstverständlich die Entwicklung und unterstütze auch dahingehende Versuche. Dieses Programm wird aus der Kommission heraus für richtig gehalten. Es wird gefragt, ob die Antriebsmaschinen für Flugapparate noch im Auslande bestellt werden müßten. Die Frage verdiene Aufmerksamkeit; auch die Unterseeboote habe man anfangs nicht ernst genommen. Oberst Wandel erwidert auf die Frage, die deutsche Industrie liefere den Luftschiffen ausgezeichnete Motoren; für die Flugapparate freilich sei unsere Technik noch nicht auf der Höhe. Von mehreren Kommissionsmitgliedern wird ausgeführt, die Flugmaschine könne dereinst ein Kampfmittel gegen die Luftschiffe werden, das sei zu beachten. In großen Höhen, über 1000 m, hindern die Geschwindigkeit die Beobachtung nicht. Auf der Ila sei von der Fabrik Griesheim-Elektra eine neue Metallkomposition ausgestellt worden; habe man damit schon Versuche gemacht? Ein Regierungsvertreter verneint die Brauchbarkeit dieses Metalls.

Deutsche Luftschiffmanöver. Im Monat März will das preußische Kriegsministerium zwischen den Festungen Metz und Straßburg große Luftschiffmanöver veranstalten, an denen alle deutschen Militärballons teilnehmen sollen. Die in Berlin und Köln stationierten Militärluftschiffe werden auf dem Luftwege nach Metz und Straßburg fahren. Nur bei sehr schlechter Witterung sollen dieselben per Bahn nach ihrem Bestimmungsort transportiert werden.

Die Besichtigung des deutschen Militärballons durch den Kaiser. Am 4. d. M. besichtigten der Kaiser und Prinz Heinrich das neue deutsche Militärluftschiff »M. III«. In der Begleitung des Kaisers waren u. a. der Kriegsminister, der Chef des Generalstabes und der Inspekteur der Verkehrstruppen anwesend. Major Groß, der Kommandeur des Luftschifferbataillons, erklärte das neue Militärluftschiff »M. III« und ließ die Motoren in Tätigkeit setzen, um den Antrieb der Propeller zu zeigen. Es war auch eine Probefahrt vorgesehen, die aber wegen zu starken Nebels nicht stattfinden konnte. Im Anschluß an die Besichtigung des Militärluftschiffes besuchten der Kaiser und Prinz Heinrich mit Gefolge die Werkstätten der Deutschen Wright-Gesellschaft. Zum Empfang waren der Vorsitzende des Aufsichtsrates, Admiral Hollmann, und Hauptmann v. Kehler als Vertreter des Direktoriums anwesend.

Mehrere deutsche Offiziere haben sich für das Frühjahr bei der Wright-Gesellschaft zur Ausbildung angemeldet. Den Unterricht wird Kapitänleutnant Engelhardt erteilen, der zurzeit in St. Moritz fliegt.

Das neue starre Militärluftschiff Frankreichs. Die französische Heeresverwaltung hat die Firma Mallet beauftragt, einen starren Lenkballon, »System Spieß«, der seine Erfindung bekanntlich dem Staate überließ, herzustellen. Der Ballon, dessen Gerippe nicht wie bei Zeppelin aus Aluminium, sondern aus Holz besteht, hat wie beim System Zeppelin die Gasfülle etc. in mehrere Abteilungen geteilt. Die Aufhängung der Gondel ist ebenfalls die gleiche wie bei Zeppelin. Auch werden die Propeller an dem starren Gerippe angeordnet. Die Dimensionen des Luftschiffes werden folgende sein: Länge der hölzernen Trägerkonstruktion 88 m, stärkster Durchmesser 12 m, elf Gaszellen mit zusammen 8000 cbm Inhalt; zwei Motoren von 120 PS, vier Propeller von je 4 m Durchmesser.

Militärluftschiffhäfen in Frankreich. Nach einer Verfügung des französischen Kriegsdepartements weiß die »La France militaire« zu berichten, daß in sieben größeren Garnisonstädten Frankreichs Luftschiffhallen erbaut werden sollen. Die in Aussicht genommenen Garnisonen sind folgende: Verdun, Belfort, Châlons, Epinal, Lager Châlons, Toul. In Paris soll eine transportable Motorluftschiffhalle erbaut werden.

Das neue italienische Luftschiff »Ibis«. In der französischen Zeitschrift »L'Aérophile« sind die Größenverhältnisse und die Versuchsfahrten des neuen italienischen Ballons beschrieben, und wir entnehmen aus derselben einige interessante Daten. Das neue Luftschiff hat einen Gasinhalt von 3500 cbm. Die Gesamtlänge der Hülle beträgt 60 m und hat einen Durchmesser von 10,5 m. Die Stärke des Motors beträgt 100 PS und treibt derselbe zwei Propeller an, die einen Durchmesser von 2,4 m haben. Die Flügelbreite der Propeller beträgt 30 cm. Die Tourenzahl der Schrauben beträgt maximal 1200 Umdrehungen. Das Gesamtgewicht des ganzen Ballons inkl. vier Mann Besatzung, Benzinvorrat, Ballast etc. beträgt 3600 kg.

Sehr interessant sind an diesem Ballon die Steuervorrichtungen. Der Ballon hat drei große Vertikalsteuer, vier Horizontalsteuer; zwischen diesen Horizontalsteuern sind noch kleine Steuer vorgesehen. Bei den Versuchsfahrten, die das Luftschiff bis jetzt unternommen hat, ist eine maximale Geschwindigkeit von 51 km pro Stunde des öfteren gemessen worden.

Das United States Army Signal Corps, eine Truppe vergleichbar mit der Luftschifferabteilung der deutschen Armee, hat in der Befestigung Omaha, Staat Nebraska, eine Luftballonstation errichtet, welche neben einem modern ausgeführten Hangar eine elektrische Wasserstofferzeugungsanlage ziemlich erheblichen Umfanges besitzt. Drehstrom wird seitens der Omaha Electric Light & Power Co. bezogen und in einem 200 KW-Motorgenerator in Gleichstrom umgewandelt. Der Wasserstoff wird in elektrolytischen Zellen aus Gußeisen mit kaustischer Sodalösung erzeugt. Zur Anwendung gelangen 30 hintereinander geschaltete Zellen. Da die erforderliche Spannung sich mit der Temperaturveränderung des Elektrolyten ändert, muß die Spannung der Gleichstrommaschine in den Grenzen von 66 bis 110 Volt Spannung reguliert sein. Dabei ist die Betriebsspannung der erwärmten Zellen ca. 85 Volt oder rd. 28 Volt pro Zelle. Die Stromaufnahmefähigkeit ist 1500 Amp. und es beträgt die Leistung bei 1500 Amp. etwa 23 Kubikfuß (0,65 cbm) pro Zelle, so daß insgesamt 690 Kubikfuß (19,5 cbm) Wasserstoffgas pro Stunde erzeugt werden können. Die äußeren Gefäße dienen als negative Elektroden, von denen der Wasserstoff abgeleitet wird, während die positiven Elektroden als Innenzylinder ausgebildet sind, und zur Entnahme von Sauerstoff dienen können. Der gewonnene Wasserstoff wird in einen Gasometer von 40000 Kubikfuß (1132 cbm) Inhalt geleitet, während der Sauerstoff, welcher leicht kommerziell verwertet werden könnte, vorderhand unbenutzt in die Luft entweicht, da der Armee seitens des U. S.-Kongresses keine Mittel für eine Aufspeicherungsanlage dieses Nebenproduktes der Ballongasanlage bewilligt wurden. Außer der Verwendung des Wasserstoffes für den unmittelbaren Verbrauch in Omaha, d. h. zum Füllen der dortigen Luftballons wird Wasserstoffgas in Stahlflaschen auf etwa 200 Atm. komprimiert, um nach anderen Ballonstationen der U. S.-Armee versandt zu werden.

Lenkbare Militärluftschiffe für Argentinien. Die argentinische Regierung hat eine Kommission nach Frankreich und Deutschland gesandt, die sich mit dem Studium der Motorluftschiffahrt befassen soll. Diese Kommission ist auch beauftragt worden, vorläufig zwei Motorballons für die argentinische Regierung anzukaufen. Die Regierung beabsichtigt, einen Luftschiffpark einzurichten, in dem sie eingehende Versuche mit Drachensfliegern und Lenkballons unternehmen will.

Der neue russische Militärballon Lebedj. Der vor kurzem an die russische Regierung gelieferte Lenkballon Lebedj, der aus Frankreich stammt und sich als wenig brauchbar gezeigt hat, wird jetzt in der Luftschifferabteilung in Petersburg umgebaut. Nach den russischen Berichten ist an dem ganzen Motorballon nichts Brauch-

bares vorhanden, selbst die Hülle ist von so minderwertigem Ballonstoff hergestellt worden, daß beschlossen wurde, dieselbe ebenfalls neu herzustellen. Die Hauptfehler bestehen einmal darin, daß die Steuer zu klein, die Stabilitätsflächen nicht richtig angebracht sind und die Gondel ist in sich so schlecht versteift, daß sie sich in der Mitte bei den ersten Probeflügen durchgebogen hat. Durch diese schlechten Erfahrungen, die die russische Regierung mit dem französischen Lenkballon gemacht hat, ist sie entschlossen, bei Anschaffung neuer Luftschiffe, die sie nicht selbst herstellen lassen kann, solche aus Deutschland zu beziehen. Das russische Kriegsministerium hat in den neuen Etat die Summe von M. 5 113 000 für die Anschaffung von Motorballons eingestellt.

Major von Parseval wiederholte am 27. Januar seinen kürzlich hier in Berlin gehaltenen Vortrag über die deutschen Luftschiffe, speziell über das System Parseval im belgischen Aeroklub in Brüssel. Nach Schluß des Vortrages, der sehr gut besucht war und beifällig aufgenommen wurde, ernannte der Klub Major von Parseval zum Ehrenmitglied. Während der Weltausstellung in Brüssel werden dort Parseval-Luftschiffe eintreffen und von der Ausstellung aus Passagierfahrten unternehmen.

Das Berliner Zeughaus hat seine Waffen- und Modellsammlungen durch Modelle der deutschen Militärluftschiffe ergänzt. Im Maßstabe von 1:20 sind Modelle der Luftschiffe »Z. III« und der verschiedenen Parseval-Typen ausgestellt, ferner Modelle der Drachenflieger System Wright, Antoinette, Bleriot und des Gleitfliegers von Lilienthal in 1:12 bzw. 1:7 natürlicher Größe.

Luftschiffstudien-Gesellschaft in Hamburg. In Hamburg bildete sich eine Gesellschaft, die bezweckt, Erfindern und Konstrukteuren von Flugapparaten unentgeltlich sachkundigen Rat und Hilfe zu Teil werden lassen. Es sollen eine Bibliothek, ferner Vorträge, Ausstellungen, Flugvorführungen usw. arrangiert werden. Als Vorsitzende dieser Gesellschaft sind die Herren Rechtsanwalt Dr. jur. Brinkmann und Julius Lorenz, Hamburg gewählt worden.

Der Österreichische Flugtechnische Verein schreibt eine internationale Modell-Konkurrenz aus, die in der ersten Hälfte dieses Jahres in Wien zum Austrag gelangen soll. Der Wettbewerb, der mit drei Preisen von 600, 300 und 100 Kronen dotiert werden soll, wird Schrauben-, Rad-, Ruder- und Schwingenflieger umfassen. Drachenflieger und Flugapparate mit statischer Entlastung sind dagegen ausgeschlossen. Die Anmeldungen haben schriftlich unter Anschluß einer Beschreibung und Skizze der Modelle sowie Beifügung eines Nenngeldes von 20 Kronen bis zu einem noch bekanntzugebenden Termin zu erfolgen. Die Jury, die aus Mitgliedern des Österreichischen Flugtechnischen Vereins gewählt werden wird, entscheidet mit absoluter Stimmenmehrheit. Gegen ihre Entscheidungen gibt es keinerlei Protest. Sie behält sich vor, ob mit Rücksicht auf die erzielten Leistungen und auf die Ausführbarkeit der Modelle für praktische Zwecke die Preise überhaupt zuerkannt werden, und beabsichtigt für besonders originell und exakt ausgearbeitete Modelle Spezialpreise zuzuerkennen.

Die für den Wettbewerb aufgestellten technischen Bedingungen sind: Das Modell muß ein Gesamtgewicht von mindestens 200 Gramm und höchstens 10 Kilogramm besitzen. Die Art des Antriebes ist freigestellt, doch sind Feuerwerkskörper ausgeschlossen. Motor und Kraftquelle müssen im Apparat untergebracht sein und mitgehoben werden. Die Abflughöhe beträgt einheitlich 1,50 m. Der Anlauf ist auf 3 m festgesetzt und kann auf Rädern oder Kufen erfolgen. Abschnellvorrichtungen sind nicht gestattet. Mit jedem Modell können drei Versuche vorgeführt werden, die zusammen nicht mehr als 30 Minuten dauern dürfen. Für die Vorbereitung des ersten Flugversuchs sind 15 Minuten gestattet. Die Bewertung der Modelle erfolgt nach der Dauer des Fluges und nach der Länge der in der Luft frei zurückgelegten, horizontal projizierten Strecke. Die Summe der Sekunden- und Meterzahl ist für jedes Modell das wichtigste Kriterium seiner Beurteilung.

Nachdem die Verhandlungen zwischen der neuen Syndikatskammer der französischen Konstrukteure und dem Automobile-Club France bezüglich Abhaltung des Pariser Salons definitiv gescheitert sind, haben die Konstrukteure sich mit der Association des Industriels de la Locomotive Aérienne verständigt, die im Herbst ihren zweiten Aviation-Salon veranstalten wird. Die beiden Vereinigungen werden nunmehr gemeinsam vom 15. Oktober bis zum 2. November im Grand Palais eine Ausstellung für Automobile und Luftschiffahrt organisieren. Die Bekanntmachung, unterzeichnet von den Präsidenten der beiden Gruppen Esnault-Pelterie und A. Peugeot, ist bereits erfolgt.

Denkmal für Lilienthal. Der Verein Deutscher Flugtechniker, der die Errichtung eines Denkmals für Lilienthal in sein Gründungsprogramm aufnahm, geht jetzt daran, diese Idee zu verwirklichen. Am 7. Januar ds. Js. wurde seitens des Vereins ein Ausschuß für die Errichtung dieses Denkmals gebildet. Die Vorarbeiten sind bereits so weit gediehen, daß ein Denkmal in der Reichshauptstadt gesichert erscheint. Außer diesem Denkmale großen Stiles hat der

Verein auch die nötigen Schritte eingeleitet, daß in Anklam eine Gedenktafel am Geburtshause Lilienthals angebracht wird. Bekanntlich verunglückte Lilienthal, auf dessen Arbeiten alle späteren Flugtechniker fußen, am 14. August 1896 in den Rhinower Bergen, indem er nach einem schon über 300 m langen Fluge plötzlich aus 18 m Höhe abstürzte. An der Absturzstelle wird ebenfalls auf Veranlassung des genannten Vereins ein Gedenkstein errichtet, um den Verwirklicher der großen Idee der Flugkunst, der auch ihr erstes Opfer war, zu ehren. Auch in Groß-Lichterfelde, dem letzten Wohnort Lilienthals, erinnert man sich jetzt des großen Mitbürgers; es hat sich daselbst ein Lokalkomitee gebildet, um am Teltowkanal ebenfalls ein Denkmal zu errichten. Die Anregung zu dieser Sonderehrung gaben wohl die vom Verein Deutscher Flugtechniker eingeleiteten Schritte.

Berichtigung.

Die Abbildung auf Seite 22 im sportlichen Teil des ersten Hefes ist mit einer falschen Unterschrift versehen, da die Abbildung Paulhan in einem Zweidecker, System Voisin, zeigt, den er früher gesteuert hat. Während der Flugwoche von Los Angeles steuerte Paulhan jedoch einen Zweidecker von Farman und erreichte mit diesem die Höhe von über 1500 Meter. (Höhenrekord.)

Patentschau.

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen:

Einspruch bis 12. März 1910.

77h. G. 28060. Luftfahrzeug mit senkrechtem Schacht. Karl Gimmy und Heinrich Gymmy, Rheingönheim, Pfalz. 24. 11. 08. — 77h. H. 45658. Ballongerippe. Karl Huber, Berlin, Friedrichstr. 16. 4. 1. 09. — 77h. K. 36375. Schraubenflieger mit beweglichem Fallschirm. O. v. Krempelhuber, Eichstätt, Bayern. 18. 12. 07.

Einspruch bis 16. März 1910.

77h. Sch. 30737. Verfahren zur Erhöhung des Auftriebs von Luftballons. Dr. Johannes Schilling, Grunewald b. Berlin, Winklerstr. 1. 14. 8. 08. — 77h. V. 8578. Federndes Ballonventil. Vereinigte Gummiwaren-Fabriken Harburg-Wien vormals Menier — J. N. Reithoffer, Harburg a. E. 7. 6. 09.

Einspruch bis 19. März 1910.

77h. T. 13851. Mehrstöckiges Luftschiff. Ernst Trier, Berlin. Bärwaldstr. 58. 4. 2. 09.

Einspruch bis 6. April 1910.

77h. J. 11332. Abflugvorrichtung für Flugmaschinen. Bohumil Jirotko, Berlin, Boeckstr. 5. 28. 1. 09. — 77h. R. 27290. Gleitfläche für Luft- oder Wasserfahrzeuge. Dr.-Ing. Hans Reißner, Aachen, Lütticherstr. 166. 4. 11. 08. — 77h. Z. 5966. Luftschiff mit verstellbaren Teilen. Wilhelm Zollenkopf, Düsseldorf, Oststr. 89. 26. 10. 08.

Patent-Erteilungen:

77h. 218384. Lagerung des Maschinenfundaments in Luftschiffgondeln. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 19. 12. 08. A. 16539. — 77h. 218427. Verfahren zum Betrieb von Motorluftschiffen, welche durch die Auspuffgase des Motors gefüllt werden. Oskar Bender, Potsdam, Neue Königstr. 69. 11. 8. 08. B. 51030. — 77h. 218701. Zusammenklappbares Gerüst für zylindrische oder torpedoartige Luftschifftragkörper. Dr. Rudolf Wagner, Stettin, Birkenallee 22, und Karl Edler von Radinger, Wellingdorf b. Kiel. 9. 12. 08. W. 31066.

77h. 219235. Luftschiff mit Ballonnet. Rudolf Schulze, Leipzig, Arndtstr. 35. 15. 3. 08. Sch. 30280. — 46a. 219387. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern. Oskar Deprez, Armand Richir, Brüssel, und Alma Devis, Georg Devis, Forest. — 77h. 219440. Ballonstoff aus Metallblechen mit dazwischen befindlichem Fasergewebe. Carl Sieck, Rendsburg. 19. 1. 09. S. 28220. — 77h. 219441. Fallschirm. Johannes Mink, Leipzig, Löbningerstr. 67. 22. 1. 09. M. 36936. — 77h. 219442. Vorrichtung zum Verändern der Schräglage von Luftschiffen mit flachem Querschnitt durch Verschieben von Gewichten am Tragkörper. Dr. Paul Gans-Fabrice, Herrenhaus Schmölz b. Garmisch. 16. 9. 08. G. 27620.

Gebrauchsmuster:

77h. 406310. Aus Blech bestehender, einen Hohlkörper bildender Träger. Rudolf Chillingworth, Nürnberg-Ostbahnhof, Walzwerkstr. 68. 17. 12. 09. C. 7534. — 77h. 406354. Gleitflieger. Fritz Fahlbusch, Breslau, Fränkepl. 6. 30. 12. 09. F. 21386. — 77h. 406966. Drachenflieger, der mittels verstellbaren Motors gesteuert wird. Maz Richter, Berlin, Motzstr. 92. 28. 12. 09. R. 25820.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER
FLUGTECHNIKER

E. JOSSE
PROFESSOR DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

DR. H. REISSNER
PROFESSOR DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

12. März 1910.

Heft 5.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 13.50 bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die vierge-paltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, solche für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bulowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: Flugtechnik Berlin.

INHALT:

Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger. Auszug aus der Göttinger Dissertation. Von Wilhelm Deimler, München. S. 49.
Neue Luftschiffe. S. 54.
Neue Flugapparate. S. 55.

Vermessungswesen der Luftfahrzeuge. S. 57.
Militärluftschiffahrt. S. 58.
Sportliche Nachrichten. S. 59.
Kleine Mitteilungen. S. 60.

Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger.

Von Wilhelm Deimler, München.¹⁾

I. Einleitung.

In der vorliegenden Arbeit soll mittels der Theorie der kleinen Schwingungen die Stabilität eines symmetrischen Gleitfliegers behandelt werden.

Daß wir nur symmetrische Gleitflieger behandeln wollen, bedeutet für den geradlinigen Flug keine praktische Einschränkung, denn alle praktisch versuchten Flieger sind symmetrisch gebaut: sie besitzen eine Symmetrieebene, die durch den Schwerpunkt und die Richtung des stationären Gleitflugs geht; durch die Bewegung des Höhensteuers wird diese Symmetrie nicht verletzt, daher läßt sich die Theorie der Höhensteuerung mit dem gleichen Ansatz behandeln. Erst durch Verstellen des Seitensteuers wird eine Unsymmetrie erzeugt; die Formeln und Sätze der vorliegenden Arbeit sind also für Fragen der Seitensteuerung nicht zureichend.

Bei der Aufstellung der Formeln ist in der Hauptsache an Gleitflieger mit starrem Flächensystem gedacht, jedoch sind die Ansätze so allgemein, daß sie auch für symmetrische Gleitflieger mit elastisch nachgiebigen Tragflächen verwendbar sind. In der Besprechung der Formeln werden bloß starre Flächen berücksichtigt werden.

Die Lösung der für den Bau eines Fliegers wichtigsten Stabilitätsfragen — z. B. wie weit sollen die Trag- und

Steuerflächen voneinander abstehen und welche Winkel sollen sie miteinander einschließen, welche Formen sollen sie haben, wie soll der Schwerpunkt liegen, soll er hoch oder tief gelegt, soll er nach vorn oder hinten geschoben werden, kurz wie soll ein Apparat gebaut sein, um eine möglichst gute Stabilität und dabei auch möglichst gute Flugeigenschaften (also z. B. sehr kleinen Gleitwinkel) zu besitzen — ist, wie sich zeigt, nur durch numerische Diskussion der Formeln möglich. Die Formeln, die man für die Stabilitätsbedingungen erhält, sind nämlich so kompliziert, daß ihre allgemeine Diskussion nicht möglich erscheint.

Wie in den meisten Theorien der Hydrodynamik und Aërodynamik kann auch hier bloß eine Näherungsmethode geboten werden, bei der selbst manche praktisch sicher wichtigen Umstände vernachlässigt sind. Wenn wir uns nur von vornherein klar sind über die Existenz und Art dieser Vernachlässigungen, so wird die gebotene Theorie zu keinen verfehlten Schlüssen verleiten, vielmehr Nutzen bringen, indem sie die Stabilitätsverhältnisse unter den angenommenen einfachen Verhältnissen klarlegt.

Es sollen folgende Vereinfachungen getroffen und folgende Vernachlässigungen zugelassen werden:

1. Soll, wie erwähnt, die Theorie der kleinen Schwingungen angewandt werden.¹⁾ Wir wollen also den Gleitflieger, den wir im gleichmäßigen Flug geradeaus befindlich annehmen, ein klein wenig aus seiner Flugbahn herausbringen und dann wieder sich selbst überlassen. Die Kräfte am Gleitflieger sind jetzt nicht mehr

¹⁾ Auszug aus der Göttinger Dissertation (München, R. Oldenbourg, 1910).

¹⁾ Die longitudinale Stabilität von starren Gleitfliegern wurde ebenfalls mit der Methode der kleinen Schwingungen schon behandelt von Dr. G. H. Bryan und Mr. W. E. Williams in den „Proceedings of the Royal Society of London“ 1904, S. 100 bis 116.

im Gleichgewicht. Wenn sie die kleine Störung im Lauf der Zeit immer kleiner werden lassen, dann war der Flug stabil, wird dagegen die Störung immer größer, dann war er instabil.

In der Anwendung dieser Theorie der kleinen Schwingungen, bei der bloß die kleinen Größen erster Ordnung berücksichtigt werden, liegt natürlich gegenüber den endlich großen Störungen, die eine Änderung der Windstärke, Windrichtung etc. an der Bewegung des Gleitfliegers hervorruft, eine Vernachlässigung: Es ist der Fall sehr wohl denkbar, daß ein Flieger nach unseren Rechnungen noch stabil ist, während er sich in der Praxis gegenüber größeren Störungen als instabil erweist; 2. soll die Verschiebung des Angriffspunktes des Luftwiderstandes der einzelnen Flächen bei Änderung des Einfallwinkels vernachlässigt werden.

Zu dieser Vernachlässigung sind wir gezwungen durch den Mangel an experimentellen Daten. Für ebene Flächen ist wenigstens das qualitative Gesetz sicher bekannt, daß sich nämlich der Angriffspunkt des Luftwiderstandes bei kleiner werdendem Einfallwinkel nach vorn verschiebt. Die quantitativen Untersuchungen stimmen nur schlecht miteinander überein. Das Verhalten gewölbter Flächen in dieser Hinsicht wurde wohl überhaupt erst einmal untersucht, nämlich von den Gebrüder Wright.¹⁾ Qualitativ erhielten sie folgendes Resultat: Wenn der Einfallwinkel von 90° abnimmt, so wandert der Angriffspunkt des Luftwiderstandes zuerst nach vorn. Wenn aber ein bestimmter Einfallwinkel erreicht ist, der von Form und Wölbung der Fläche abhängt, so wandert er wieder nach hinten. Irgendeine bestimmte Formel vermochten sie nicht anzugeben.

Es sei erwähnt, daß manche Autoren gerade diese hier vernachlässigte Abhängigkeit zwischen Einfallwinkel und Angriffspunkt des Luftwiderstandes zu dem Grundgedanken einer Stabilitätstheorie machten.²⁾ Dabei ist dann aber immer angenommen, daß sich der Angriffspunkt des Luftwiderstandes bei kleiner werdendem Einfallwinkel nach vorn verschiebt. Nach den erwähnten Versuchen der Gebrüder Wright würden also diese Theorien bloß anwendbar sein auf Flieger, die nur aus ebenen Flächen bestehen;

3. wollen wir von den Störungen absehen, die eine Luftmasse durch die Bewegung des Fliegers erleidet. Wir nehmen also an, daß jede Fläche genau so vom Winde getroffen werde, wie wenn sie sich allein in einer ungestörten Luftmasse bewegte.

Langley soll gerade dem von uns vernachlässigten »Windschatten«, der sich hinter jeder Fläche ausbildet, besondere Beachtung geschenkt und auf diesem Wege gut stabile Modellflieger konstruiert haben;

4. wollen wir, wie alle bisherigen Autoren³⁾ annehmen, daß die Funktion, welche Widerstand und Einfallwinkel verknüpft, unabhängig ist von den äußeren Umrissen der Fläche und daß der resultierende Luftwiderstand in einer Ebene durch Flächennormale und Windrichtung liegt.

Die Flächennormale, die bei einer gewölbten Fläche nicht ausreichend definiert ist, definiert Lilienthal ungefähr folgendermaßen⁴⁾:

¹⁾ »Some aeronautical experiments by W. Wright, Dayton O.« (Abdruck aus dem Journal of the Western Society of Engineers Dez. 1901) vgl. auch Ill. Aëron. Mitt. 1902, S. 94 bis 96.

²⁾ z. B. H. Zwick »Grundlagen einer Stabilitätstheorie für passive Flugapparate (Gleitflieger) und für Drachenschiffe« Mitteilungen der Pollichia (eines naturwissenschaftlichen Vereins der Rheinpfalz) 1906, Nr. 22 und Ill. Aëron. Mitt. 1908.

³⁾ cf. Enzyklopädie IV, 17, S. 164 f.

⁴⁾ Lilienthal »Der Vogelflug« S. 78.

Durch den geometrischen Mittelpunkt C der Fläche (Fig. 1) werde ein Querschnitt ACB gelegt. Die auf der Geraden AB senkrechte Gerade durch C ist die Flächennormale.

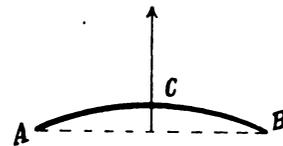


Fig. 1.

Berücksichtigt werden soll dagegen im Anschluß an Lilienthal der Umstand, daß der resultierende Luftwiderstand im allgemeinen nicht normal auf der Fläche steht, sondern schieb. Sind die Ergebnisse Lilienthals richtig, so würde eine Vernachlässigung dieses Umstandes zu einer völligen Verzerrung der Tatsachen führen, ganz besonders bei Anwendung gewölbter Flächen.¹⁾

II. Allgemeine Theorie der kleinen Schwingungen.

Um die Methode der kleinen Schwingungen anwenden zu können, muß zuerst (siehe Einleitung) der stationäre Flug bekannt sein. Er läßt sich aber offenbar unschwer bestimmen. Man braucht dazu nur die sechs Bewegungsgleichungen anzuschreiben und die Beschleunigungen gleich Null zu setzen. Für den symmetrischen Aeroplane erfolgt der stationäre Flug in einer schon bekannten Ebene, nämlich der Symmetrieebene. Er ist durch drei Größen festgelegt, z. B. Größe und Richtung der stationären Geschwindigkeit \bar{v}_0 des Schwerpunktes, sowie Neigung einer im Körper festen Achse gegen die Vertikale. Berechnet können diese drei Größen werden aus den drei Bewegungsgleichungen für ebene Bewegung.

§ 1.

Spaltung des Stabilitätsproblems beim symmetrischen Gleitflieger.

Wird der stationäre Flug eines unsymmetrischen Gleitfliegers irgendwie gestört, so werden sämtliche sechs Beschleunigungen in Richtung der Achsen und um sie herum von Null verschieden werden; das heißt, man bekommt sechs lineare Differentialgleichungen von der zweiten Ordnung, die scheinbar gleichwertig sind mit einer einzigen Gleichung von zwölfter Ordnung. Die Diskussion dieser Gleichung würde dann die Stabilitätsbedingungen geben. Es ist aber zu beachten, daß die Stabilität eines Fliegers unmöglich davon abhängen kann, an welchem Ort X, Y, Z im Raum (die Schwerkraft wird als unabhängig vom Ort angenommen) und unter welchem Azimut (also in welcher Himmelsrichtung) der Flug erfolgt. Das heißt aber mathematisch ausgedrückt: Die drei Koordinaten des Schwerpunktes und das Azimut des Fluges kommen in den Gleichungen für kleine Schwingungen nicht explizit vor, die Gleichung zwölfter Ordnung erniedrigt sich im ganzen um vier Ordnungen und man erhält eine lineare Differentialgleichung von der achten Ordnung oder, was in der Theorie der kleinen Schwingungen dasselbe ist, eine algebraische Gleichung vom achten Grade. Wie später gezeigt werden wird, erhält man dementsprechend acht notwendige und hinreichende Stabilitätsbedingungen, die sich sehr kompliziert gestalten.

Für symmetrische Gleitflieger tritt eine wesentliche Vereinfachung ein. Wenn wir nämlich unter Longitudinal- oder Längsschwingungen Schwingungen innerhalb der Symmetrieebene verstehen und unter Transversal- oder Seitenschwingungen Schwingungen um Achsen, die innerhalb der Symmetrieebene liegen, so gilt der Satz:

¹⁾ Lilienthal »Der Vogelflug« S. 95.

Die Gleichung achten Grades spaltet sich beim symmetrischen Gleitflieger in zwei Gleichungen je vom vierten Grade entsprechend den Längs- und Seitenschwingungen.

Oder physikalisch gesprochen:

Beim symmetrischen Gleitflieger sind Längs- und Seitenschwingungen gegenseitig nicht verkoppelt. Die Art der Schwingungen hängt je von den Wurzeln einer Gleichung vom vierten Grade ab.

Beweis, daß die Seitenschwankungen unabhängig sind von den Längsschwankungen:

Der stationäre Flug erfolgt in der Symmetrieebene S . Wenn jetzt Längsschwankungen erfolgen, so werden dadurch auf zwei symmetrische Flächen Kräfte ausgeübt, deren Resultante in die Symmetrieebene S fällt. Existiert aber zu einer Fläche keine symmetrische — wir wollen eine solche Fläche der Kürze halber eine »Einzelfläche« nennen — so muß, damit Symmetrie besteht, ihr Mittelpunkt in S liegen und die Fläche selbst entweder senkrecht zu S stehen oder in S hineinfallen. In letzterem Falle muß sie obendrein eben sein. Auch in diesen Fällen liegt die durch die Störungen hervorbrachte Kraft offenbar innerhalb der Symmetrieebene S . Da also alle durch longitudinale Störungen hervorbrachten Kräfte innerhalb der Symmetrieebene S liegen, so können sie nur Längs-, aber keine Seitenschwankungen hervorbringen, denn zur Symmetrie gehört ja auch die Forderung, daß zwei Hauptträgheitsachsen in die Ebene S fallen und die dritte senkrecht dazu steht.

Beweis, daß die Längsschwankungen unabhängig von den Seitenschwankungen:

Wird der stationäre Flug durch kleine Seitenschwankungen d. h. Drehungen um Achsen innerhalb der Symmetrieebene S gestört, so entstehen an zwei symmetrischen Flächen Zusatzkräfte, die in erster Näherung entgegengesetzt gleich sind. Sie geben also bloß ein transversales Drehmoment mit Achse innerhalb S , aber keine Komponente innerhalb der Longitudinalebene.

Bei der Existenz von Einzelflächen sind wie vorhin wieder zwei Fälle zu unterscheiden:

Fall a: Die Einzelfläche steht normal zur Symmetrieebene S . Hier wird bei einer kleinen Transversalstörung der Einfallwinkel bloß um Winkel geändert, die klein von zweiter Ordnung sind, so daß auch die entstehende Zusatzkraft von zweiter Ordnung klein wird und deshalb zu vernachlässigen ist. (Man kann sich auch die Einzelfläche zusammengesetzt denken aus zwei bezüglich S symmetrischen Flächenhälften, so daß dieser Fall als bereits erledigt erscheint.)

Fall b: Die Einzelfläche ist eben und liegt innerhalb der Symmetrieebene S . Hier ist im stationären Flug der Einfallwinkel gleich Null. Der Stirnwiderstand der ebenen Fläche ist aber offenbar für den Einfallwinkel Null ein Extremum, so daß seine Änderung bei kleinen Transversalstörungen klein von zweiter Ordnung wird und zu vernachlässigen ist. Die durch die Störung hervorbrachte Kraft senkrecht zur Fläche kann ebenfalls keine Bewegung in der Symmetrieebene hervorrufen, da sie ja senkrecht zu ihr steht.

Damit ist bewiesen, daß kleine Longitudinal- und Transversalschwingungen voneinander in erster Näherung nicht beeinflußt werden. Daß die Art dieser Schwingungen je von den Wurzeln einer Gleichung vierten Grades abhängen muß, ist leicht abzuzählen:

Für die Longitudinalschwingungen kommen in Betracht die Beschleunigungskräfte in Richtung zweier Achsen, die innerhalb der Symmetrieebene S liegen, und um eine

dritte zu den zwei ersteren senkrechte Achse. Wir wollen sie mit $M \frac{d^2 X}{dt^2}$, $M \frac{d^2 Z}{dt^2}$ und $Mk^2 \frac{d^2 A}{dt^2}$ bezeichnen. Da, wie schon erwähnt, die Koordinaten des Schwerpunkts in den Schwingungsgleichungen nicht auftreten können, so kommt X und Z nicht vor. Die drei linearen Differentialgleichungen zweiter Ordnung geben deshalb zusammen eine Gleichung nicht von der sechsten, sondern von der vierten Ordnung, die in der Theorie der Differentialgleichungen gelöst wird durch eine algebraische Gleichung vom vierten Grade. In ganz entsprechender Weise erniedrigt sich die Gleichung sechsten Grades, die man für die Transversalschwingungen zu bekommen scheint, um zwei Stufen, weil hier die dritte Koordinate des Schwerpunkts, sowie das Azimut des Flugs herausfallen muß.

Damit ist der Satz vollständig bewiesen.

§ 2.

Aufstellung der notwendigen und hinreichenden Stabilitätsbedingungen.

Im vorigen Paragraphen haben wir gesehen, daß sowohl das Problem der Longitudinal- wie das der Transversalschwingungen auf eine lineare Differentialgleichung von der vierten Ordnung führen muß. Die Koeffizienten dieser Differentialgleichung sind offenbar konstant, denn sie hängen ja nur von den Konstanten des Apparats ab, der auf seine Stabilität untersucht werden soll z. B. von seinem Gewicht, seinen Trägheitsmomenten, dem Luftwiderstand, den seine Flächen bieten usw. Ferner können in den Gleichungen für kleine Schwingungen, wenn die Abweichungen aus dem stationären Flug als Bewegungskordinaten eingeführt werden, nur solche Größen auftreten, die für den stationären Flug ohne Schwingungen zu Null werden; es kommen also dann keine Glieder in den Gleichungen vor, die unabhängig von den Schwingungsamplituden sind. Das heißt aber mathematisch: Die Differentialgleichungen sind homogen.

So haben also die Differentialgleichungen für Longitudinal- und Transversalschwingungen folgende Form:

$$a) \frac{d^4 y}{dt^4} + p_1 \frac{d^3 y}{dt^3} + p_2 \frac{d^2 y}{dt^2} + p_3 \frac{dy}{dt} + p_4 y = 0,$$

dabei ist y die kleine Schwingung, die untersucht werden soll; t ist die Zeit; p_1, p_2, p_3, p_4 sind bestimmte Konstante.

In bekannter Weise wird jetzt durch die Substitution $y = e^{\lambda t}$ die zu a) gehörige charakteristische Gleichung

$$b) \lambda^4 + p_1 \lambda^3 + p_2 \lambda^2 + p_3 \lambda + p_4 = 0$$

gefunden und die kleine Schwingung y wird gleich:

$$c) y = Ae^{\lambda_1 t} + Be^{\lambda_2 t} + Ce^{\lambda_3 t} + De^{\lambda_4 t},$$

wobei A, B, C, D willkürliche Konstante und $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ Wurzeln der Gleichung b) sind.

Für Stabilität ist erforderlich, daß y mit wachsender Zeit t immer klein bleibt, das heißt aber offenbar, daß die reellen Teile der Wurzeln $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ negativ (oder höchstens Null) sind.

Diese rein algebraische Frage nach den Bedingungen, unter welchen die Wurzeln einer Gleichung n -ten Grades $p_0 z^n + p_1 z^{n-1} + \dots + p_n = 0$ nur negative reelle Teile haben, ist bereits beantwortet worden von Routh¹⁾ und 18 Jahre später auf neuem Wege von Hurwitz²⁾. Routh er-

¹⁾ »Routh, Stability of motion, London 1877« und auszugsweise in »Routh, Dynamik der Systeme starrer Körper« (deutsch von Schepf) II, § 290 ff.

²⁾ Hurwitz in »Math. Ann. 46« »Über die Bedingungen, unter welchen eine Gleichung nur Wurzeln mit negativen reellen Teilen besitzt.«

hält folgende notwendigen und hinreichenden Bedingungen: $p_0; p_1; p_1 p_2 - p_0 p_3; (p_1 p_2 - p_0 p_3) p_3 - p_1 (p_1 p_4 - p_0 p_5)$ etc. müssen gleiches Vorzeichen haben. Hurwitz bekommt dieselben Bedingungen wie Routh in folgender bequem zu merkenden Form:

»Die Glieder der Reihe $\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3 \dots \Delta_n$ müssen, wenn p_0 positiv ist, alle positiv sein, soweit sie nicht identisch verschwinden.«

Hierbei ist $\Delta_1 = p_1$ und für $n > 1$

$$\Delta_n = \begin{vmatrix} p_1 & p_3 & p_5 & \dots & p_{2n-1} \\ p_0 & p_2 & p_4 & \dots & p_{2n-2} \\ 0 & p_1 & p_3 & \dots & p_{2n-3} \\ 0 & p_0 & p_2 & \dots & p_{2n-4} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \dots & \dots & p_n \end{vmatrix} \text{ wo } p_k = 0, \text{ wenn } k > n.$$

Daraus sieht man, daß sich für eine Gleichung n -Grades n notwendige und hinreichende Stabilitätsbedingungen ergeben.

In unserem Fall (vgl. Gleichung b), für den $p_0 = 1$ und $p_5, p_6 \dots = 0$ ist, erhält man als notwendige und hinreichende Stabilitätsbedingungen:

$$(S) p_1 > 0; p_1 p_2 - p_3 > 0; (p_1 p_2 - p_3) p_3 - p_1^2 p_4 > 0; p_4 > 0.$$

Durch leichte Rechnung kann man aus diesen vier Bedingungen auch folgende fünf ableiten:

$$(S') p_1 > 0; p_2 > 0; p_3 > 0; p_4 > 0; (p_1 p_2 - p_3) p_3 - p_1^2 p_4 > 0.$$

(S) und (S') sind vollkommen äquivalent, da auch umgekehrt (S') aus (S) abgeleitet werden kann.

Unsere Aufgabe, die im folgenden speziellen Teil gelöst werden soll, besteht also darin, die p_1, p_2, p_3, p_4 durch die Größen des stationären Flugs und die Konstanten des zu untersuchenden Gleitfliegers auszudrücken, und dann zu diskutieren, wie diese Konstanten am besten gewählt werden, um die angegebenen Stabilitätsbedingungen zu erfüllen.

III. Spezielle Ausführungen.

§ 3.

Experimentelle Grundlagen.

Die experimentellen Grundlagen sind noch außerordentlich unsicher. Selbst das denkbar einfachste Problem — den Zusammenhang zu bestimmen zwischen Größe des Luftwiderstands und Einfallwinkel α bei ebenen Flächen — hat die allerverschiedensten experimentellen und theoretischen Lösungen gefunden. Sicher als verfehlt erkannt ist der Typus von theoretischen Lösungen, bei welchen der Gesamtwiderstand gefunden werden soll durch Integration über die einzelnen Flächenelemente. Zu diesen Lösungen gehört auch die Newtonsche.

Im folgenden seien einige experimentell und theoretisch gefundene Ausdrücke für den Zusammenhang zwischen dem Widerstand der Fläche bei senkrechtem und dem bei beliebigem Einfallwinkel α gegeben. Ersterer heiße $W_{(90)}$, letzterer $W_{(\alpha)}$.

$$W_{(\alpha)} = W_{(90)} \sin^2 \alpha \quad \text{Formel von Newton (theoretisch bestimmt auf Grund unzureichender Theorie)}$$

$$W_{(\alpha)} = W_{(90)} \sin \alpha \quad \text{Formel von v. Löbl (experimentell bestimmt)}$$

$$W_{(\alpha)} = W_{(90)} \frac{2 \sin \alpha}{1 + \sin^2 \alpha} \quad \text{Formel von Langley (experimentell bestimmt)}$$

$$W_{(\alpha)} = W_{(90)} \frac{(4 + \pi) \sin \alpha}{4 + \pi \sin \alpha} \quad \text{Formel von Rayleigh (theoretisch bestimmt auf Grund der Theorie der Diskontinuitätsflächen)}$$

$$W_{(\alpha)} = W_{(90)} \cdot \sin \alpha \cos \alpha \quad \text{Formel von Kelvin (experimentell bestimmt, nur für kleine } \alpha \text{ gültig)}$$

$$W_{(\alpha)} = W_{(90)} \frac{6\alpha}{\pi} \quad \text{für } \alpha < \frac{\pi}{6} \quad \text{Formel von Eiffel (experimentell bestimmt)}^1$$

$$W_{(\alpha)} = W_{(90)} \quad \text{für } \alpha > \frac{\pi}{6}$$

Übereinstimmend unter sich und mit der Theorie fanden alle diese Autoren, daß man $W_{(90)} = k \rho v^2 F$ setzen kann, wo $\rho =$ spez. Dichte der Luft = 0,12 bis 0,13 im kg/m-System, $v =$ Windgeschwindigkeit, $F =$ Inhalt der Fläche, k ein Zahlenfaktor, der je nach der Gestalt der Fläche von 0,6 bis 1 schwanken kann.

Größere Versuchsreihen, um den Widerstand gewölbter Flächen in ihrer Abhängigkeit vom Einfallwinkel zu untersuchen, scheint bis jetzt nur O. Lilienthal im Verein mit seinem Bruder in den siebziger und achtziger Jahren angestellt zu haben. Er vollführte seine Versuche mittels eines Rundlaufapparates, der Horizontal- und Vertikalkomponente des Widerstands abzulesen gestattete, und legte seine Resultate in seinem Buch »Der Vogel-

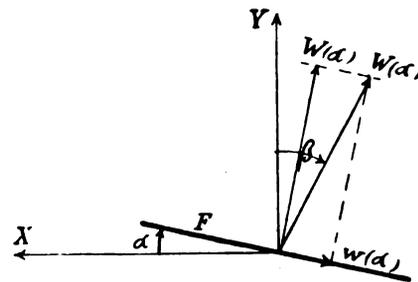


Fig. 2.

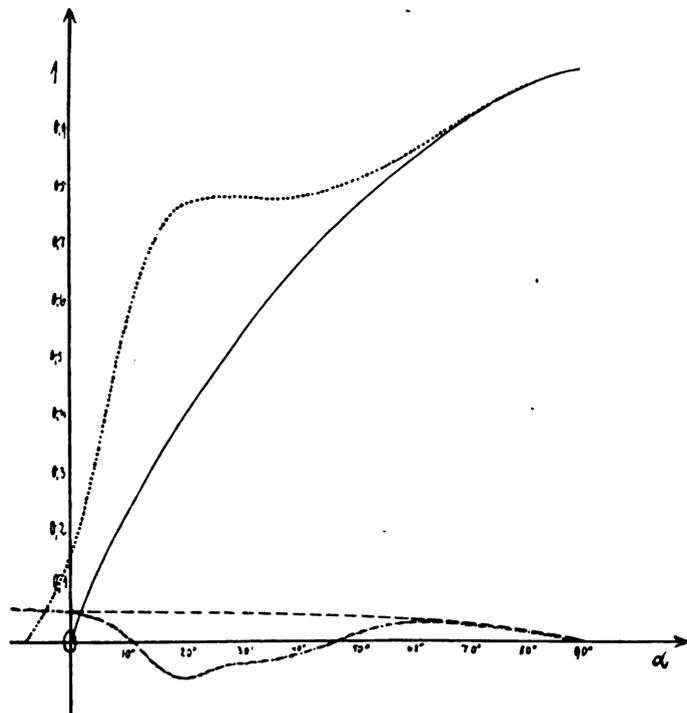
flug« in sorgfältig gezeichneten Tafeln nieder. Seine Versuchsanordnung war gewiß nicht ganz einwandfrei, deshalb wurden seine Resultate teilweise scharf angegriffen, sie wurden jedoch auch andererseits durch Theorie und Praxis recht gut bestätigt.²⁾ Jedenfalls darf wohl angenommen werden, daß sich wenigstens die Unterschiede des Verhaltens ebener und gewölbter Flächen, auf die es ja bei Stabilitätsfragen hauptsächlich ankommt, in Lilienthals Resultaten annähernd richtig darstellen.

Da man bei praktisch verwertbaren Untersuchungen über Gleitflieger unbedingt gewölbte Flächen in Betracht ziehen muß wegen des bedeutend kleineren Stirnwiderstands, den sie im Vergleich mit ebenen Flächen besitzen, so sind wir einstweilen auf die Untersuchungen Lilienthals angewiesen. Der Versuch, die Lilienthalschen graphischen Resultate durch eine einfache Formel z. B. die ersten Glieder einer Fourierschen Reihe darzustellen, mußte bald als unzulässig aufgegeben werden. Selbst wenn aber einfache Näherungsformeln dafür existierten, so würde die Unsicherheit der experimentellen Grundlagen es doch als wünschenswert erscheinen lassen, sich nicht von vornherein an bestimmte Versuchsergebnisse zu binden, sondern lieber unbestimmte Funktionen, die den Zusammenhang zwischen Widerstand und Einfallwinkel α ausdrücken, durch die ganzen Rechnungen mitzunehmen.

¹⁾ Eiffel, »Recherches experimentales sur la resistance de l'air«, Paris 1907.

²⁾ Vgl. die Bemerkungen Finsterwalders in Enzykl. IV. 17, S. 167.

Die Größen, welche Lilienthal wählt zur Festlegung von Größe und Richtung des Widerstands in ihrer Abhängigkeit von α , sind für unsere Zwecke nicht recht geeignet. Nach Lilienthal werde die Fläche F immer in Richtung X bewegt und schließe mit X den Winkel α ein



Tafel I.
Darstellung von $F(\alpha)$ und $f(\alpha)$
 --- $F(\alpha)$ für ebene Flächen. - - - $F(\alpha)$ für gewölbte Flächen.
 - - - $f(\alpha)$ für ebene Flächen. - - - $f(\alpha)$ für gewölbte Flächen.

(Fig. 2). Den resultierenden Widerstand $W_{(\alpha)}$ legt er dann fest durch Angabe des Winkels β , den $W_{(\alpha)}$ mit y bildet, und durch Angabe des Verhältnisses $Q = \frac{W_{(\alpha)}}{W_{(90)}}$.

Wir wollen in der ganzen vorliegenden Arbeit Richtung und Stärke des Luftwiderstandes angeben durch die Größe seiner Komponenten $w_{(\alpha)}$ in Richtung der Fläche und $\mathfrak{B}_{(\alpha)}$ normal zur Fläche. Es ist dann

$$w_{(\alpha)} = W_{(\alpha)} \sin(\beta - \alpha) = K v^2 f_{(\alpha)}$$

$$\mathfrak{B}_{(\alpha)} = W_{(\alpha)} \cos(\beta - \alpha) = K v^2 F_{(\alpha)}$$

wobei $K = k \cdot \rho \cdot \text{Fläche}$ (cf. S. 18) = ca. 0,12 · Fläche im kg/m-System. Dimension von $K = \text{Strecke}^{-1} \cdot \text{Masse}$. Für $f_{(\alpha)}$ und $F_{(\alpha)}$ gilt:

$$f_{(\alpha)} = \frac{W_{(\alpha)}}{W_{(90)}} \sin(\beta - \alpha)$$

$$F_{(\alpha)} = \frac{W_{(\alpha)}}{W_{(90)}} \cos(\beta - \alpha)$$

Nach dieser Beziehung ist in der beigegebenen Tafel I die Bestimmung von $f_{(\alpha)}$ und $F_{(\alpha)}$ nach den Tafeln I und IV von Lilienthals »Vogelflug« durchgeführt, also für ebene Flächen und für diejenigen gewölbten, deren Tragwirkung Lilienthal am günstigsten fand. Winkel α ist als Abszisse abgetragen, die verschiedenen $f_{(\alpha)}$ und $F_{(\alpha)}$ als Ordinate.

Da für die kleinen Schwingungen auch die ersten Ableitungen von $f_{(\alpha)}$ und $F_{(\alpha)}$ nach α benötigt werden, so wurden die Kurven für $f_{(\alpha)}$ und $F_{(\alpha)}$ (α natürlich im Bogenmaß) aufgezeichnet und punktweise die Tangente an diese Kurven, d. h. die Ableitungen $f'_{(\alpha)}$ und $F'_{(\alpha)}$

bestimmt. Sie sind auf Tafel II dargestellt. Entsprechend der geringeren Genauigkeit der Kurven für $f'_{(\alpha)}$ und $F'_{(\alpha)}$ wurde der Maßstab in Tafel II fünfmal kleiner genommen als in Tafel I.

§ 4.

Gleichgewichtsbedingungen für den stationären Flug eines symmetrischen Gleitfliegers.

Wir wählen ein Rechtskoordinatensystem, wie es auch bei Behandlung der Schiffsbewegung gebräuchlich ist:

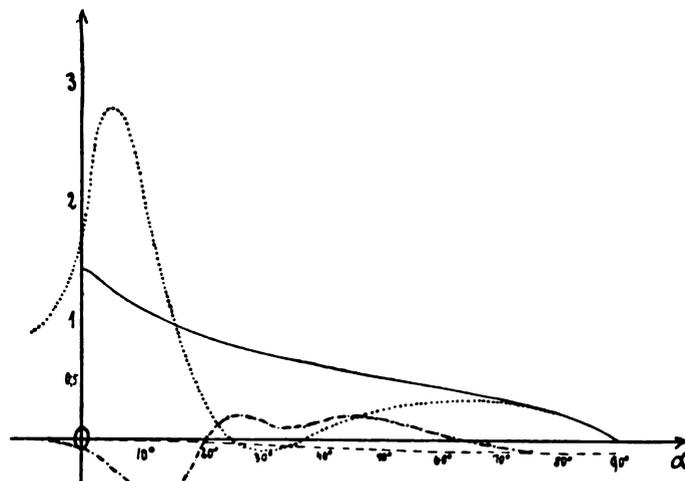
- X, Y, Z sei ein im Raume festes System;
- X, Y horizontal; Z vertikal aufwärts.

x, y, z sei ein im Körper festes System mit seinem Ursprung im Schwerpunkt G . x, z sei die Symmetrieebene.

Der Flieger habe n Flächen. Die Lage und Neigung dieser Flächen gegen x, y, z ist offenbar bestimmt durch die Koordinaten x, y, z ihres Mittelpunkts und die Angabe zweier passend gewählter Winkel φ und ψ . Am vorteilhaftesten definiert man diese Winkel folgendermaßen:

- φ = Winkel zwischen x -Achse und Schnitt der Fläche mit xz -Ebene
- ψ = Neigungswinkel zwischen Flächennormale N und xz -Ebene.

M sei die Masse des Gleitfliegers; J_x, J_y, J_z seine Trägheitsmomente um die x, y, z -Achse; C_{xz} sein Zentrifugalmoment bezüglich x, z . (Die beiden anderen Zentrifugalmomente sind Null, da x, z Symmetrieebene ist). \bar{v} sei die Geschwindigkeit des Schwerpunkts, v_i die des



Tafel II.
Darstellung von $F'_{(\alpha)}$ und $f'_{(\alpha)}$.
 --- $F'_{(\alpha)}$ für ebene Flächen. - - - $F'_{(\alpha)}$ für gewölbte Flächen.
 - - - $f'_{(\alpha)}$ für ebene Flächen. - - - $f'_{(\alpha)}$ für gewölbte Flächen.

Mittelpunkts der Fläche F_i ; ϑ sei der Abflugwinkel, also der Winkel zwischen \bar{v} und der Horizontalen X . $\frac{d\gamma}{dt}, \frac{d\delta}{dt}, \frac{d\epsilon}{dt}$ seien die Winkelgeschwindigkeiten um die X, Y, Z -Achse. $K_{st} v^2$ sei derjenige Teil des Stirnwiderstands, der im Widerstand der Flächen nicht miteinbegriffen. In Ermangelung einer praktischeren Festsetzung wollen wir annehmen, er greife im Schwerpunkt an und sei nach allen Richtungen hin gleichgroß.

(Fortsetzung folgt.)

Neue Luftschiffe.

»M. III«, das neue Militärluftschiff, welches, nachdem es mehrere gelungene Fahrten ausgeführt hatte, bei der letzten Fahrt nach einer Notlandung bei Mariendorf demontiert werden mußte, weicht in seiner Konstruktion nicht unwesentlich von dem Militärluftschiff »M. II« ab.

Das Gerüst unter dem Ballon ist verhältnismäßig leichter konstruiert wie bei den früheren Militärluftschiffen, System Groß, und ist zweimal unterteilt. Der Querschnitt des Gerüsts ist jetzt ein gleichschenkeliges Dreieck, die Länge des Ballons beträgt 94 m, sein Inhalt 7500 cbm. In der Gondel sind 4 Motoren von je 75 PS eingebaut, die mittels Ketten die zwei dreiflügligen Propeller antreiben.

Die Höhensteuerung erfolgt in ähnlicher Weise wie bei dem Luftschiff der Rheinisch-Westfälischen Motorluftschiff-Gesellschaft mittels Flüssigkeitslaufgewichts. Zu diesem Zwecke ist vorn und hinten im Kielgerüst des Ballons ein Reservoir eingebaut. Die Reservoirs stehen durch eine Rohrleitung mit einer in der Gondel befindlichen Pumpe in Verbindung, deren Ventile sich so umschalten lassen, daß entweder die Flüssigkeit von dem vorderen Reservoir nach dem hinteren gepumpt wird (Steuerung aufwärts) oder umgekehrt (Steuerung abwärts). Diese Art der Höhensteuerung hat sich bei den Probefahrten sehr gut bewährt. Infolge der im Verhältnis zur Größe des Luftschiffes sehr bedeutenden Motorleistung beträgt die Geschwindigkeit des Luftschiffes 16 m pro Sekunde. Dadurch hält das Luftschiff »M. III« den Schnelligkeitsrekord. Die nächsten Militärluftschiffe sollen noch größer ausgeführt werden, und zwar will Major Groß bis zur Größe der Zeppelin-Luftschiffe, welche bekanntlich einen Inhalt von 15000 cbm haben, gehen. Tragvermögen und Aktionsradius würden, diesem Rauminhalt entsprechend, sehr groß sein und hierin alle anderen Luftschiffe, einschließlich der bisher gebauten Zeppelinluftschiffe, übertreffen.

Das Parseval-Luftschiff »P. V.« ist vor kurzem fertiggestellt worden. Dieses kleinste Parseval-Luftschiff ist namentlich für Sportzwecke gebaut; die Gashülle faßt 1200 cbm bei einer Länge von 30 m. Während bekanntlich bei den bisherigen Parseval-Luftschiffen die Höhensteuerung mittels der zwei vorn und hinten befindlichen Ballonets stattfindet, gewissermaßen mittels luftförmigen Laufgewichts, ist »P. V.« mit einem mechanischen Höhensteuer, bestehend aus einer einstellbaren horizontalen Fläche, ausgerüstet. Demnach ist im Ballon nur ein Ballonett zum Prallerhalten eingebaut. Auch der Propeller ist nicht der bei den Parseval-Luftschiffen sonst übliche mit vier unstarren Flügeln versehene Stoffpropeller, vielmehr bestehen die Flügel aus einem festen Gerüst aus Stahlrohren von entsprechender Form, die mit Stoff bespannt sind. Nur an der Nabe sind die Rahmen für die Flügel gelenkig verbunden.

Trotz der geringen Kapazität des Ballons kann das Luftschiff außer den zwei Personen für seine Bedienung (eine für die Führung, eine für den Motor) vier Passagiere, 150 l Brennstoff und ca. 360 kg Ballast tragen. Bei den Probefahrten hat auch dieses Luftschiff vorzüglich funktioniert.

Das Luftschiff *España* der spanischen Armee ist in den Werkstätten der Gesellschaft »Astra« fertiggestellt worden und unternimmt gegenwärtig in Pau Probefahrten (Fig. 1). Das Luftschiff ist nach dem gleichen Typ wie die französischen Luftschiffe »Ville de Bordeaux«, »Colonel Rénard« etc. gebaut. Der Ballon trägt hinten, oben und unten und zu beiden Seiten die tropfenförmigen Stabilisierungsballons, die gegenüber den vorgenannten französischen Luftschiffen etwas weiter nach hinten ge-

rückt sind, so daß sie etwas über den Ballon hinausstehen, um durch Stoffflächen miteinander verbunden zu werden. Die sehr lange Gondel trägt vorn den zweiflügligen Propeller, hinten das Seitensteuer mit zwei parallelen Flächen. Auch die beiden Höhensteuer, eins vorn und eins hinten über der Gondel, haben zwei parallele Flächen. Sie können jedes für sich oder beide gleichzeitig in gleicher oder entgegengesetzter Richtung mittels Handräder bedient werden. Zunächst ist ein Motor von 120 PS eingebaut, doch beabsichtigt man für später den Einbau von zwei Motoren von je 75 PS. Die Maximalgeschwindigkeit betrug bei den Probefahrten 13 m pro Sekunde.

Der neue englische Militärballon. Der neue englische Militärlenkballon hat in vergangener Woche vom Luftschifferarsenal in Farnborough aus seine ersten erfolgreichen Fahrten gemacht. Bei dem Bieneneyer, mit dem die Engländer ihre Luftflotte vergrößern, und der Nervosität, mit der sie das Wachstum der deutschen Luftflotte unbegreiflicher Weise verfolgen, werden einige Daten, die ein Londoner Mitarbeiter der Korrespondenz für Motorsport mitteilt, von Interesse sein. Da jede Ankündigung des Fluges vermieden war, so hatten sich nur wenige Zuschauer eingefunden. Der neue Lenkbare ist ähnlich gebaut wie der »Baby«, der im vergangenen Jahre in Farnborough erbaut und probiert wurde. Das neue Luftschiff ist 150 Fuß lang und hat eine ähnliche Form erhalten wie der deutsche M III. Die frühere Form, die einem Sonnenfisch ähnelte, ist fallen gelassen worden. Die Hülle faßt 75000 Kubikfuß Gas und trägt an ihrem hinteren Ende horizontale Stabilisierungsballonets an jeder Seite. Zur Dämpfung der Längsschwingungen ist eine breite, quergestellte Schwanzfläche unter den Stabilisierungsansätzen vorhanden. Die Gondel ist als langer Gitterträger ausgebildet und aus Stahl und Hickoryholz gebaut. Sie steht etwas vor der Mitte nach vorn und befindet sich ca. 15—20 Fuß unter der Hülle. Die Besatzung bei der ersten Probefahrt bestand nur aus 4 Personen, während die Höchstzahl der Besatzung höher angegeben wird. An der Gondel sitzen rechts und links die Höhensteuerflächen, die aus doppelten, untereinander angeordneten Tragflächen bestehen. Die Antriebskraft liefert ein Motor von 60—80 PS, von dem zwei zu beiden Seiten der Gondel sitzende Schrauben angetrieben werden. Abweichend von der üblichen Form des Schraubenantriebs bei Lenkballons ist hier die Antriebsart so gewählt, daß zur Erleichterung des Manövrierens auf engem Gelände die Schraubenachsen verstellbar und die Schrauben sowohl vertikal wie horizontal umlaufend angetrieben werden können.

Wie leicht der englische Militärballon gehandhabt werden kann, zeigte sich gleich beim ersten Aufstieg, bei dem der Ballon nicht auf das offene Feld hinausgeschleppt wurde, sondern seine Manöver auf dem eingezäunten Platze begann, auf dem der Schuppen steht. Bei diesen Fahrten wurde das Luftschiff von Oberst Capper gesteuert, während Leutnant Waterloo die Ballonets und das Höhensteuer bediente. Wäh-

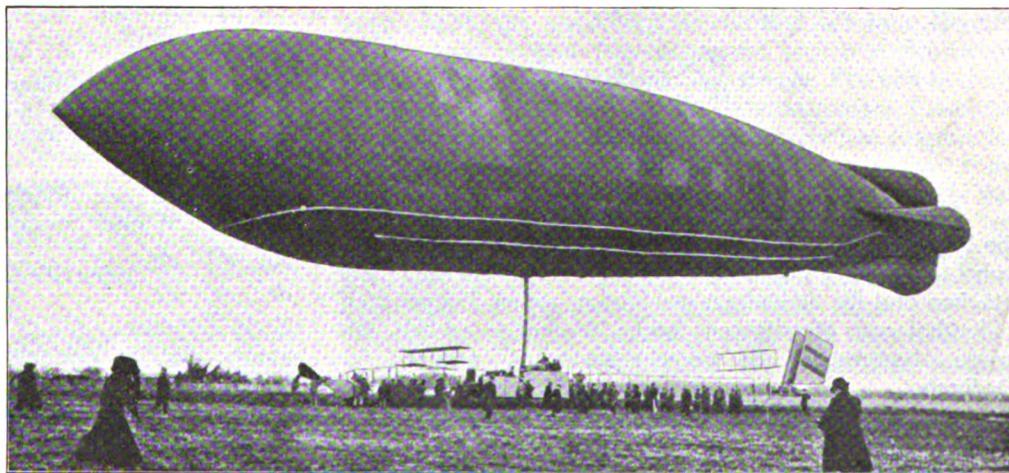


Fig. 1.

Luftschiff »España« der spanischen Armee bei einer Probefahrt in Pau.

rend des Probelaufens des Motors wurde die Gondel nur soweit als nötig vom Boden abgehalten, und ein Kommando von Luftschiffern hielt den Ballon fest. Nach den Laufproben wurden die Taue abgeworfen, und der freie Aufstieg begann. Eine Minute lang beschränkten sich die Bewegungen des Luftschiffes auf Steuerungsversuche in einer Höhe von 400—500 Fuß. Allmählich kam es jedoch tiefer herunter und stieß beinahe mit den Häusern, die an Farnborough-Common grenzen, zusammen. Die Maschinen wurden sofort abgestoppt und mehrere Sack Ballast geworfen. Die Ballonmanöver wurden dann in 1500—2000 Fuß Höhe weiter fortgesetzt. Obwohl der Ballon sich gegen eine südwestliche Brise von 15 Meilen pro Stunde durcharbeiten mußte, steuerte er sich leicht, und es wurde niemals notwendig, mehr als die Hälfte der Höchstleistung aus der Maschine herauszuholen. Schließlich landete der Ballon nach einer Stunde Fahrt in mittlerer Höhe von 15 Fuß und wurde auf der Erde ohne Verwendung von Gewichten oder Anker festgehalten. Über die Leistungsfähigkeit des neuen englischen Luftschiffes kann man zurzeit noch kein Urteil fällen, jedoch dürfte es immerhin eine wertvolle Bereicherung der englischen Luftflotte darstellen. Der offizielle Name des Ballons ist »Dirigable Nr. II«. Er übertrifft an Größe seinen Vorgänger ganz bedeutend, so daß die alte Halle in Farnborough zu beengt für ihn ist und eine neue Ballonhalle einige 100 m davon entfernt erbaut wird.

Neue Flugapparate.

Die neuen Drachenflieger der Deutschen Wright-Flugmaschinen-Gesellschaft. Die »Flugmaschine Wright G. m. b. H.« in Berlin-Reinickendorf hat in letzter Zeit die von ihr gebauten Zweidecker, System Wright, erheblich verbessert. Eine der wichtigsten Verbesserungen betrifft die Konstruktion der Steuerhebel (Fig. 1). Der rechts vom Führerplatz befindliche Hebel, welcher zur Betätigung des Seitensteuers und zum Verwinden der Tragflächen dient, war früher auf einer in der Flugrichtung liegenden Rohrwelle über der unteren Tragfläche befestigt, und zwar mittels eines Querzapfens an der Welle, so daß der Hebel auch nach vorwärts und rückwärts in der Fahrtrichtung bewegt werden konnte, wodurch das Seitensteuer betätigt wurde. Beim Drehen des Hebels mit seiner Welle quer zur Fahrtrichtung wurden die Tragflächen verwunden. Da hierbei der Ausschlag des Hebelgriffes ein sehr großer war, wurde der neben dem Führer sitzende Passagier oder Schüler häufig von dem Hebel gestoßen, und der Führer war mitunter in der freien Betätigung des Hebels behindert. Bei der neuen Anordnung

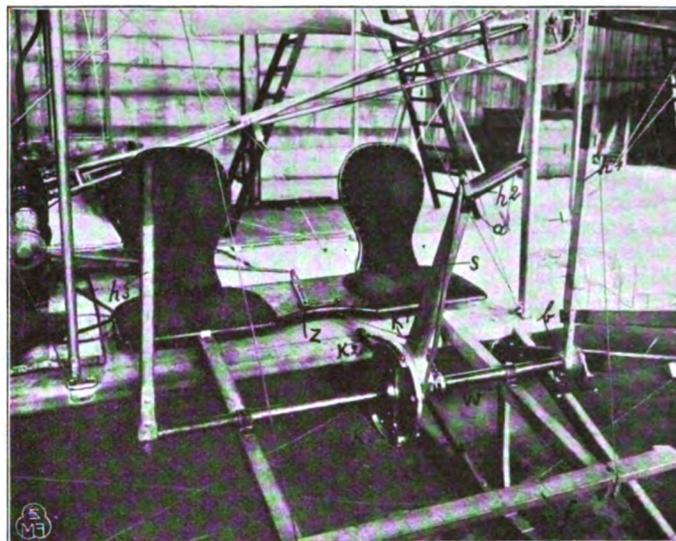


Fig. 1.

Neue Steuerhebel der Drachenflieger System Wright. w = Steuerwelle bzw. Rohrachse, h^1 = Steuerhebel für das Höhensteuer (für den Führer oder Lehrer), b = Bremsband auf der Nabe des Steuerhebels; h^2 = Steuerhebel für das Seitensteuer und zum Verwinden; k^1 = Ketten- und Drahtseilzug für die Verwindung; k^2 = für das Seitensteuer; a = Zapfen zur Bewegung des Griffes am Steuerhebel h^2 , um mittels Schubstange s , Ketten- und Drahtseilzüge das Seitensteuer allein zu betätigen; h^3 = 2. Steuerhebel für das Höhensteuer (für den Schüler), z = Regulierhebel für die Zündung.

dieses Steuerhebels kann dies nicht mehr eintreten, da derselbe wie der Steuerhebel für das Höhensteuer auf einer quer zur Flugrichtung vor der unteren Tragfläche gelagerten Rohrachse montiert ist. Wird der Hebel nach vorwärts gedreht, so wird das Seitensteuer zum Flug nach links eingestellt, und gleichzeitig werden die Tragflächen so verwunden, daß sich der Flugapparat links neigt; umgekehrt, wenn dieser Hebel zurückgelegt wird. Die Übertragung der Bewegung auf das Seitensteuer und auf die Tragflächen erfolgt hierbei mittels Ketten, die auf Kreissegmenten an dem Hebel aufliegen. Auf der einen Seite des Hebels liegt oben und unten je eine mittels Bolzen befestigte Kette für das Seitensteuer, auf der anderen Seite in gleicher Weise zwei kurze Ketten für die Verwindung. Die Kettensegmente für die Verwindung bilden mit der Nabe des Hebels ein Stück, und zwar ein Aluminiumgußstück, das entsprechend bearbeitet ist. Die Segmente dagegen zur Betätigung des Seitensteuers

sind in einem Aluminiumgußstück mit einer Hülse hergestellt, welche auf der Rohrachse bzw. der Nabe des Hebels für sich drehbar ist. Die Drehung dieser Hülse mit den Kettensegmenten für das Seitensteuer kann ohne gleichzeitige Verwindung der Tragflächen dadurch erfolgen, daß der Griff des Hebels um einen Zapfen in demselben nach rechts und links gedreht werden kann. Dieser Griff ist ein Winkelhebel und überträgt seine Bewegung mittels einer Schubstange auf die Segmentscheibe für das Seitensteuer. Diese Einrichtung des Steuerhebels vereinfacht die Bedienung des Seitensteuers und der Verwindung, da eine Bewegung des Steuerhebels beides veranlaßt. Soll jedoch zu einer Wendung in ruhiger Luft nur das Seitensteuer benutzt werden, so genügt ein Drehen des Hand-

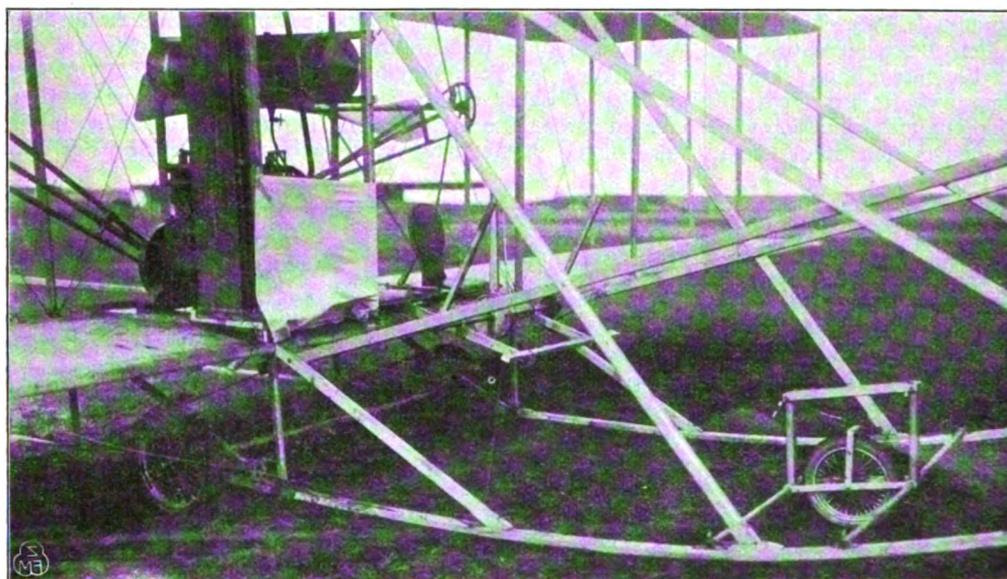


Fig. 2.

Fahrgestell des neuen Wright-Drachenfliegers.

griffes. Das Fliegenlernen wird dadurch für die Anfänger leichter. Bemerkt sei schließlich, daß diese Konstruktion des Steuerhebels auch dem Hauptpatentanspruch der Gebrüder Wright entspricht.

Auch am Steuerhebel für das Höhensteuer ist eine Verbesserung angebracht worden, indem die Nabe dieses Hebels mit einer Bremsscheibe versehen ist, auf welcher ein mittels Schraube einstellbares Stahlband aufliegt. Das Höhensteuer kann dadurch so eingestellt werden, daß es sich von selbst nicht verstellen kann.

Vielfachen Anregungen Folge leistend hat sich die Deutsche Wright-Gesellschaft nunmehr auch entschlossen, ihre Flugmaschinen mit Rädern zu versehen (Fig. 2, 3). Der Grund hierfür ist, daß das Fliegen mit solchen Maschinen viel schneller erlernt werden kann, als wenn die Laufschiene oder gar das Fallgewicht Verwendung finden muß. Bei der alten Startmethode war es unbedingt notwendig, daß die ersten Flugversuche mit einem erfahrenen Piloten ausgeführt werden mußten, und da sowohl der deutschen als auch der französischen Gesellschaft nur wenige tüchtige Fahrmeister zur Ver-

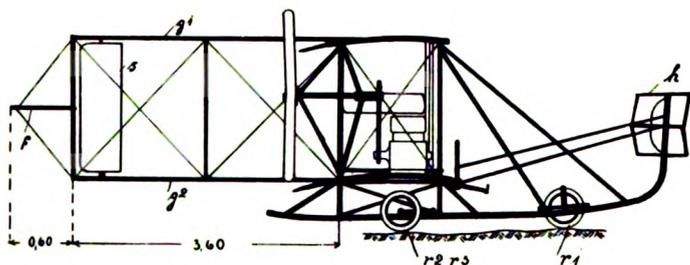


Fig. 3.

Schematische Zeichnung des neuen Drachenflegers, System Wright mit Schwanzfläche und Anlaufrädern. g^1, g^2 = Gerüst für die Schwanzfläche f und das Seitensteuer s . r^1 = vorderes Anlaufrad, r^2, r^3 hintere Anlaufräder.

fügung stehen, dagegen die Zahl der Käufer und der Schüler eine ganz außerordentlich große ist, so trat oft der Fall ein, daß letztere tagelang keine Flugversuche unternehmen konnten, speziell bei der ungünstigen Witterung in den letzten Monaten.

Nach Anbringung der Räder unter den Maschinen ist es jedoch den Schülern nunmehr möglich, bei jeder Witterung zu üben, wenngleich in den ersten Tagen wohl nur kurze Sprünge ausgeführt werden. Immerhin gewöhnt sich der Neuling an die große Anfangsgeschwindigkeit und kann sich vor allen Dingen mit der Handhabung der beiden Steuerungshebel leicht vertraut machen.

Auch die richtige Benutzung der Verwindung der Tragflächen läßt sich sehr leicht ausführen, wenn die Maschine noch auf dem Erdboden rollt, wenn naturgemäß die Verwindung auch nicht so scharf genommen werden darf, als dies beim Kurvenfahren in der Luft möglich ist.

Die ersten beiden, mit Rädern versehenen Schulmaschinen werden zurzeit in Johannisthal täglich von den Wright-Schülern benutzt und haben in den letzten Tagen Neulinge, die erst zum zweitenmal auf der Maschine saßen,

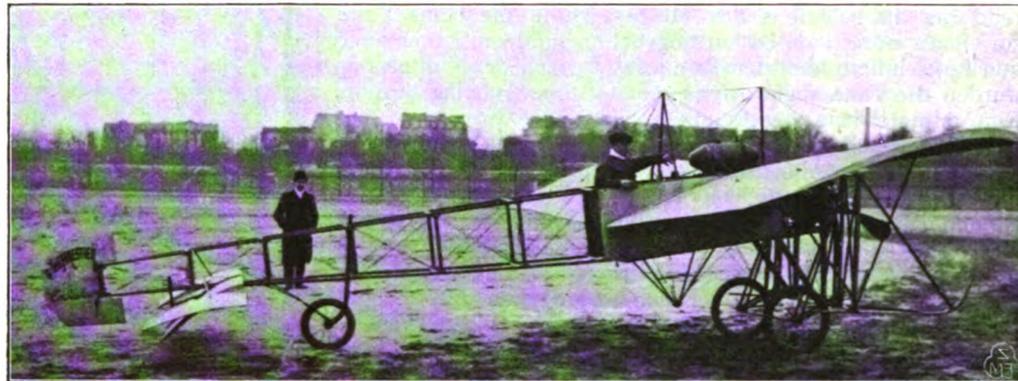


Fig. 4.

Eindecker von Leforestier.

Sprünge von 50—100 m glatt unternommen, wobei sie schon mit 100 m Anlauf gegen den Wind und ca. 150 m mit dem Wind vom Boden frei kamen. Es ist nunmehr das Lernen auf den Wright-Maschinen nicht nur leichter als auf irgendeiner andern Type, sondern auch viel weniger gefährlich und mit viel weniger Havarien verbunden. Gerade die Einrichtung, daß die beiden großen Luftschrauben hinten angeordnet sind, hat zur Folge, daß ein Aufschlagen der Propeller beim Landen nie eintreten kann. Selbst wenn die Maschine noch so schwer auf den Boden aufschlägt, brechen höchstens einzelne Holzteile der Kufen, oder es wird die untere Tragfläche an den äußersten Enden etwas beschädigt. Diese Reparaturen lassen sich meist in wenigen Stunden ohne erhebliche Kosten ausführen. Irgendein Motordefekt ist selbst bei dem schwersten Sturze noch nie eingetreten.

Es liegt klar auf der Hand, daß die Eindecker und auch die Doppeldecker, die die Propeller vorn haben, viel mehr derartigen Havarien ausgesetzt sind, da beim Aufschlagen die Propellerflügel nicht nur oft zersplittern, sondern auch die Motorwelle, auf der der Propeller aufgekeilt ist, sich leicht aus den Lagern hebt und einen unregelmäßigen Lauf des Motors später verursacht.

Gegenwärtig wird in den Werkstätten der Wright-Gesellschaft in Reinickendorf ein Drachenfleger, System Wright, mit einer feststehenden Schwanzfläche gebaut (Fig. 3). Die Schwanzfläche ist mittels eines aus zwei parallelen Holzrahmen gebildeten Gerüsts in ca. 3,6 m Abstand an der Hinterkante der Tragflächen befestigt. Bei einer Breite von 3,6 m und einer Tiefe von 0,6 m beträgt die Flächengröße 2,2 qm. Vor dieser festen Schwanzfläche ist in seiner bisherigen Konstruktion und Größe das Seitensteuer angebracht.

Von besonderer Wichtigkeit für die Einführung der Wrightmaschinen in Deutschland dürfte es sein, daß von den verschiedensten Truppenteilen sich eine große Zahl Offiziere bei der Wright-Gesellschaft zum Unterricht gemeldet hat, und zwar wird die erste Gruppe bereits im April ausgebildet werden. Es dürfte daher auch bald in Deutschland der Vor-

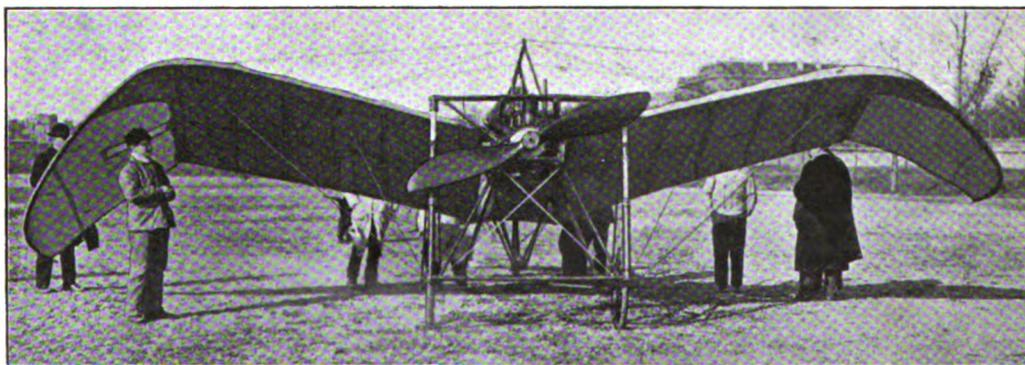


Fig. 5.

Eindecker von de Lesseps. Vorderansicht.

sprung, den das französische Kriegsministerium insofern hat, als es bereits vier Wright-Maschinen kaufte und eine größere Anzahl Offiziere zur Ausbildung im Fliegen abkommandierte, bald eingeholt sein.

Die Nachfrage nach Wright-Doppeldeckern ist in letzter Zeit so gestiegen und die Aufträge laufen so zahlreich ein, daß die Werkstätten der Gesellschaft in Reinickendorf-West nicht mehr ausreichen, um die Bestellungen rechtzeitig ausführen zu können. Die Deutsche Wright-Gesellschaft hat daher mit dem bekannten Konstrukteur der Kaiser-Jachten, Max Oertz in Hamburg, einen Vertrag geschlossen, wonach derselbe gleichfalls die Fabrikation der Wright-Maschinen, was das eigentliche Flugzeug anbetrifft, übernommen hat, und zwar sollen zum mindesten fünf Maschinen der ersten Serie von 15 Apparaten noch im Mai geliefert werden.

Gleichzeitig hat die Deutsche Wright-Gesellschaft auch den Alleinverkauf der Drachenflieger, System Oertz, aufgenommen, und zwar handelt es sich hier um einen Flugapparat, der in den letzten Tagen auf dem Flugplatz in Schneverdingen bei Soltau sehr hübsche Erfolge erzielte.

Der neue Drachenflieger von Oertz in Hamburg ist ebenfalls ein Doppeldecker, der sich in seiner Konstruktion an den bekannten Voisintyp anlehnt, doch ist auch das Höhensteuer hinten angebracht. Die Tragflächen werden nicht verwunden, wie überhaupt keine vom Führer zu betätigenden Vorrichtungen zur Erhaltung der Querstabilität vorhanden sind. Bei einer Spannweite von 13 m ergeben beide Tragflächen eine Fläche von ca. 50 qm. Die Länge des Drachenfliegers beträgt 11 m. Der Drachenflieger von Oertz ist vollständig aus deutschem Material hergestellt; der Motor ist von Körting in Hannover gebaut und leistet ca. 40 PS bei 1600 Touren.

Der Monoplan Kudela, der z. Zt. in Johannisthal probiert wird, ist eine Blériot-Kopie mit etwas vergrößertem Höhensteuer und rechteckig gebauten Tragflächen von 8,75 m Spannweite = 18 qm Totalfläche. Anstatt der Glockensteuerung von Blériot sind zwei Lenkräder zu beiden Seiten des Führersitzes vorgesehen, die wie beim Antoinette-Eindecker funktionieren und durch Gesperre nach Wunsch festgehalten werden. Der Sitz ist aus Gurten geflochten und je nach Gewicht des Piloten verschiebbar. Der Motor ist ein dreizylindriger Anzani, der 25 PS leistet. Die Schraube hat 2,1 m Durchmesser. Der Benzinbehälter faßt 25 l.

In Issy-les-Moulineaux werden zurzeit einige neue französische Eindecker probiert. Der Eindecker von Leforestier (Fig. 4) entspricht fast ganz dem Blériot-Typ, doch sind vor den vorderen Anlaufkrädern zwei Schlittenkufen für die Landung angebracht.

Der neue Eindecker von Robert de Lesseps (Fig. 5 und 6) weicht jedoch in der Form der Tragflächen wesentlich von den sonstigen Eindeckern ab, indem an den V-förmig nach oben gerichteten Tragflächen nach unten gebogene Stabilitätsflächen angebracht sind. Diese Flächen werden nach außen schmaler und sind an den Ecken abgerundet. Die Tragflächen erhalten hierdurch ein flügelartiges Aussehen und der Flugapparat erinnert hierdurch, wie auch durch die vogelschwanzähnliche Form des Höhensteuers an den Fregatten-

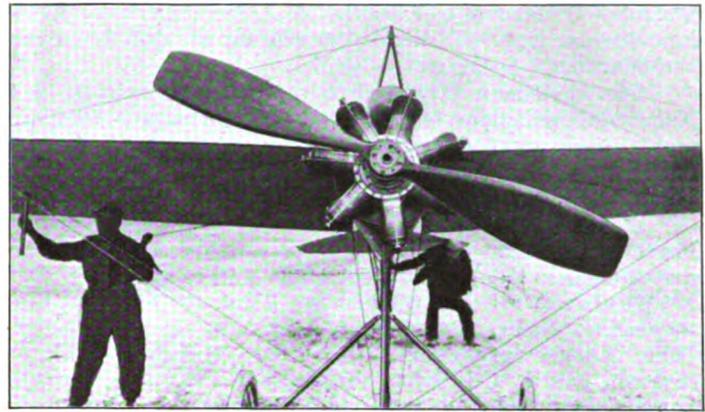


Fig. 7.
»Gnome-Motor« des Eindeckers Peugeot-Rossel.

vogel, nach dem ihm der Konstrukteur den Namen »Frégate« gegeben hat. Dieser Drachenflieger ist verhältnismäßig leicht, da er mit einem 25 PS-Anzani-Motor nur etwas über 200 kg wiegt. Auch ist dieser Eindecker verhältnismäßig kurz gebaut; er ist nämlich nur 8 m lang, mit einer Spannweite von 10 m. Kleinere Flüge sind mit diesem Eindecker bereits gelungen.

Ein anderer französischer Eindecker, welcher in seiner Bauart dem bekannten Eindecker Antoinette sehr ähnlich ist, wurde von Peugeot-Rossel konstruiert. Derselbe ist mit dem neuesten Motortyp von Gnome ausgerüstet, der 60 PS bei ca. 1600 Touren leistet.

Der neue englische Drachenflieger von Cody ähnelt in seinem Grundprinzip dem Zweidecker der Wright-Gesellschaft. Die pyramidenartige Vorderradstütze ist dem Curtis nachgeahmt und dient zum Auffangen der Stöße beim Landen. Der Apparat hat die größten Abmessungen, die je für einen Drachenflieger gewählt sind. Die Tragflächen haben 15,82 m Spannweite und sind 2,28 m tief, haben demnach zusammen über 72 qm Tragfläche. Die Maschine erhält einen 80 PS E.N.V.-Motor, der zwei Luftschrauben mittels Kette, ähnlich wie es Wright macht, antreibt. Das Gewicht dieses Zweideckers beträgt 7—800 kg.

Vermessungswesen der Luftfahrzeuge.

Soeben hat die oberste deutsche Sportbehörde in Luftschifferangelegenheiten, der Deutsche Luftschifferverband, Meßbriefe für Luftfahrzeuge veröffentlicht. Der Verband folgt damit dem Beispiel, daß der Deutsche Motoryachtverband als Landesvertretung der Association Internationale du Yachting Automobile gegeben hat, indem er für Motorboote internationale Vermessungsbestimmungen herausgab.

Noch auf dem siebenten deutschen Luftschiffertag, der in Frankfurt a. M. am 18. und 19. September 1909 tagte, wußte man im deutschen Luftschifferverband nichts von Luftschiffen und Flugmaschinen. Man setzte damals »Ballonbräuche« fest, die also den Freiballon betrafen. Die Forderung aber, sich mit Luftschiffen und Flugmaschinen ebenso eingehend zu beschäftigen, trat immer gebieterischer an den Verband heran und die Erkenntnis, daß zu den Luftfahrzeugen nicht bloß der Freiballon gehört, kam zuerst dem Berliner Verein für Luftschiffahrt. In seiner Sitzung vom 6. Dezember 1909 trug der Berliner Verein den Erfolgen der Motorluftschiffahrt Rechnung, indem er den zweiten Paragraphen seiner Satzungen



Fig. 6.
Eindecker von de Lesseps. Ansicht seitlich von hinten.

umänderte, nachdem gleichzeitig (am 4. Dezember) die Sportkommission des D. L.-V. Meßformeln für alle drei Arten von Luftfahrzeugen festgesetzt hatte.

Die erwähnten Ballonbräuche betrafen Größe und Namen der Freiballons, ferner die Führung von Flaggen, Ständern und Wimpeln und das Freiballonregister. Auch war dabei schon das Muster eines Meßbriefs gegeben, das für Luftschiffe und Fahrzeuge im Sonderdruck vorliegt.

Der Meßbrief für Freiballons enthält Angaben über: Größe, Länge des Meridians von Pol zu Pol, Länge des Äquators, Fabrik, Stoff der Hülle und Liefertag. — Der Meßbrief für Luftschiffe hat Raum für folgende Eintragungen: Name, Konstrukteur, Erbauer, Baujahr, Bauart, Hülle (Länge, Sperrbreite, Gesamthöhe, Rauminhalt); Motor (System, Fabrik, Fabriknummer, Baujahr); Zylinder (Anzahl, Durchmesser bzw. Bohrung, Hub, Pferdestärken, Kühlung); Propeller (Zahl, Material, Flügelzahl); Höhensteuer, Seitensteuer, Gesamtgewicht ohne Betriebsstoff. — In dem Meßbrief für Flugzeuge sind folgende Werte aufgenommen: Konstrukteur, Erbauer, Baujahr, Bauart, Zahl der Decke, Größe der Tragfläche, Motor (wie oben), Zylinder (wie oben), Propeller (wie oben), Steuerung, Höhensteuer, Seitensteuer, Landungs- und Abflugvorrichtungen, Gesamtgewicht ohne Betriebsstoff.

Für die Vermessung der Luftschiffe und Flugmaschinen bestellt der Deutsche Luftschiffverband anerkannnte Vermesser. Die Vermessung eines Flugzeuges kostet 15 Mark. Für die Vermessung eines Luftschiffes richten sich die Kosten nach dessen Größe und sind mit dem Vermesser zu vereinbaren. Außerdem sind dem Vermesser die jeweiligen Reisekosten zu ersetzen.

Ohne Zweifel ist diese amtliche Regelung des Vermessungswesens der Luftfahrzeuge von großem Werte. Aber bei genauerem Zusehen entdeckt man, daß doch noch eine ganze Reihe von Werten fehlt, deren Kenntnis gerade für die Praxis von Wert ist. Ganz abgesehen davon, daß über die Art der Bezeichnung der Flaggen, Ständer und Wimpelführung sowie über das Register der Luftschiffe und Flugzeuge nichts gesagt ist.

Bei den Freiballons muß genau zwischen Besitzer und Vereinszugehörigkeit unterschieden werden, da die Fälle sich zu häufen beginnen, daß sich zahlreiche Ballons in Privatbesitz befinden. Ferner vermissen wir Angaben über: Lieferant der Hülle, erste Fahrt, Zahl der Fahrten bis zum Datum des Meßbriefs, Höhe über alles, Breite über alles und Gewicht des Ballons in bahnfertig verpacktem Zustand. Aus der Angabe der Höhe und der Breite über alles kann man sofort ersehen, ob eine Ballonhalle den gefüllten Ballon bei Sturm, Regen, Fahrtaufschub usw. aufnehmen kann. Aus der Gewichtsangabe kann der Führer sofort den Preis für die Bahnfracht heimwärts bestimmen. Es wird sich daher empfehlen, ein abgestempeltes Duplikat des Meßbriefes dem Führer stets mitzugeben, da dessen Vorlage auf der Bahnstation den Zeitverlust für das Auswiegen unnötig macht. Dazu wird sich die Bahnverwaltung vielleicht nicht entschließen, da das Gewicht der Hülle stark von der Feuchtigkeit abhängt. (100 und mehr kg Übergewicht nach einer Regenfahrt.) Schließlich wäre hier, wie vielleicht auch bei den beiden anderen Meßbriefen — eine Rubrik angebracht, um die vom Datum der Ausstellung an mit dem Fahrzeug ausgeführten Reisen kurz nach Datum, Dauer, Länge usw. einzutragen.

Zahlreicher sind die Auslassungen bei den Luftschiffen. Hier fehlen Angaben über: System, Hülle (größter Durchmesser, Anzahl der Schotten, Anzahl und Inhalt der Ballonets, Stabilisierung), Form der Luftschiffenden, Form und Inhalt des größten Querschnitts, Motoren (Anzahl, Gewicht, Tourenzahl), Zylinder (Anordnung, Zündung), Art der Übertragung, Übersetzungsverhältnisse, Geschwindigkeit (Eigenbewegung), Gondel (Bauart, Material, Anzahl, Größe, Aufhängung), Schrauben (Anordnung, Durchmesser, Steigung, Tourenzahl), Höhe über alles, Länge über alles, Breite über alles, Gewicht des Luftschiffs in bahnfertig verpacktem Zustand.

Der Titel des Meßbriefs der Flugzeuge ist zu allgemein gehalten. Es handelt sich nämlich dabei nur um Drachenflieger, während der Meßbrief für Gleit-, Schrauben- und Schwingenflieger gar nicht zu verwenden ist. Jedenfalls

werden in dem Meßbrief (für Drachenflieger) folgende Werte vermißt: Tragflächen (Anordnung, Klafterung, Breite, Tiefe), seitliche Stabilität, Länge über alles, Breite über alles, Höhe über alles, Anordnung des Höhensteuers (ob vorn oder hinten), Material des Rahmens, Stoff der Bespannung, Oberfläche der hinteren Befiederung, Schrauben (Anordnung, Durchmesser, Steigung, Tourenzahl), Motoren (Anzahl, Gewicht, Tourenzahl, Zylinderzahl etc., Art der Übertragung, Gewicht des Flugzeuges in verpacktem bahnfertigen Zustand.

Es ist klar, daß die Frage der Unterbringung der Luftschiffe und Flugzeuge in vorhandenen Hallen bzw. Schuppen ohne weiteres zu beantworten ist, wenn man die nötigen Maße dafür zur Hand hat. Die anderen von uns eingefügten Werte lassen wichtige Schlüsse für Theorie und Praxis zu, zum Beispiel Vergleiche zwischen Motorgewicht und Pferdestärken usw. Immerhin biete die am grünen Tisch zurechtgemachte Fassung der Meßbriefe eine wertvolle Grundlage für ein künftiges ausführliches Vermessungswesen der Luftfahrzeuge, das nicht an Außerlichkeiten kleben bleiben darf, sondern den Bedürfnissen der Praxis in gleicher Weise Rechnung tragen muß wie den Anforderungen der Wissenschaft. Es wird sich überhaupt empfehlen, künftig allen Handbüchern der Luftschiffahrt Tabellen beizugeben, die alle von uns angegebenen Werte enthalten. Solche Tabellen würden für Studium und Konstruktion schätzbare Vergleiche gestatten.

Mm.

(Das »Jahrbuch für Luftschiffahrt«, das Ende Mai im Verlage von Lehmann, München erscheint, wird alle diese Angaben enthalten.)

Militärluftschiffahrt.

Unfall des »M. III«. Dieses Militärluftschiff hat am 9. Februar eine Übungsfahrt nach Jüterbog gemacht und der dortigen Artillerieschießschule als Zielobjekt für Ziel- und Richtübungen mit Geschützen gedient. Nach fünfständiger, sehr gut verlaufener Fahrt versagte, als »M. III« sich bereits zur Landung in Tegel anschickte, in etwa 1500 m Höhe der Luftschlauch nach dem vorderen Ballonnet. Da nun keine Luft in das Ballonnet gepumpt werden konnte und eine Reparatur des Schlauches in der Luft unmöglich war, mußte zur Landung geschritten werden. An Ort und Stelle ging dies wegen des ungünstigen Terrains nicht, so ließ man den Ballon vom Winde treiben. Der Motor wurde abgestellt. Das Treiben vor dem Wind und die Manövrierunfähigkeit hat von der Erde aus wohl einen etwas beängstigenden Eindruck gemacht, doch eine direkte Gefahr war für Schiff und Besatzung durchaus nicht vorhanden. Bei Mariendorf ging dann die Landung glatt und ohne Beschädigung von Hauptteilen vonstatten, und der Ballon wurde entleert. Major Groß war selbst unmittelbar darauf an Ort und Stelle. Er hatte zuerst die Absicht, nach schneller Beseitigung des unbedeutenden Schadens den Ballon wieder füllen zu lassen und den Heimweg am anderen Morgen anzutreten, doch ging er davon mit Rücksicht auf die mit dem Füllen verbundenen Gaskosten ab, zumal der Ballon sowieso nach der Rückkehr entleert werden sollte, da die Winterübungsperiode mit dieser Fahrt beendet war. Schließlich hielt Major Groß die augenblickliche Situation für eine im Kriegsfall mögliche und befahl deshalb die Abrüstung, Zerlegung und den Transport des Luftschiffes. Wie zu erwarten, hat er dabei sehr wertvolle Beobachtungen gemacht, wie sie unter normalen Verhältnissen nur theoretisch aufgestellt werden können.

Die deutsche Militärluftschiffahrt in der französischen Kammer. Am 8. Februar kam der Deputierte Joli in der Kammer bei der Beratung des Kriegsbudgets auf die Luftschiffahrt zu sprechen und führte aus, daß Frankreich nur drei neue Luftschiffe besitzt und Deutschland dagegen zwölf Luftschiffe am Ende des Jahres bereits im Betrieb habe. Der Kriegsminister antwortete darauf, daß es nicht auf die Zahl der deutschen Einheiten ankommt, sondern man müsse die Luftschiffe nach ihrem Werte schätzen. Ihr Wert entspricht aber nicht den Ansprüchen, die das Kriegsdepartement in Kriegszeiten an Motorluftschiffe stellt. Sämtliche französische Tages- und Fachzeitungen widersprachen in längeren Artikeln dem Kriegsminister und

die Zeitung »Les Sports« sagt wörtlich, daß der Kriegsminister eine der größten Dummheiten ausgesprochen habe, die man jemals im Parlament gehört habe, denn es sei sicher, daß das schlechteste deutsche Luftschiff besser sei, als das beste französische. Der Verfasser dieses Artikels weist ferner auf die großen Luftschiffermanöver von Köln hin, die hinreichend die Kriegsbrauchbarkeit deutscher Luftschiffe bewiesen haben.

Ein neues Geschöß gegen Motorluftschiffe. Die Kölner Pulverfabrik bringt ein neues Geschöß auf den Markt, das für die Beschießung von Luftschiffen von großer Bedeutung ist. Bekanntlich war bis jetzt die Beschießung von Luftschiffen fast unmöglich, weil die Geschosse fast senkrecht gerichtet werden müssen und bei Aufschlagen auf der Erde eine große Gefahr für die eigenen Truppen sind. Das neue Geschöß, das nun die Kölner Fabrik fabriziert, wird die Eigenart haben, daß bei Aufschlagen auf der Erde keine Explosion erfolgt. Die Versuche, die von seiten der Firma gemacht worden sind, sind gut ausgefallen und werden jetzt seitens der Militärbehörde weitere Versuche mit dem neuen Geschöß vorgenommen.

Ein neues deutsches Luftschiffmanöver analog den Kölner Luftschiffmanövern soll Anfang März bei Metz bzw. Straßburg und Metz, wie uns von fachmännischer Seite mitgeteilt wird, abgehalten werden. Es würden hierfür in Betracht kommen, die beiden Parseval-Luftschiffe P. II und P. III, das Zeppelin-Luftschiff Z. II und die Militärluftschiffe M. I, M. II und M. III, das gegenwärtig neu gefüllt wird. Bei guter Witterung soll — wie verlautet — mit der Übung einer Fernfahrt des M. III von Berlin nach Metz verbunden werden. Das neue im Bau befindliche Militärluftschiff M. IV wird 15 000 cbm Inhalt haben und seinen Vorgänger M. III, wenn auch nicht an Schnelligkeit so doch an Aktionsradius erheblich übertreffen.

Das erste Große Militärluftschiff, das sog. Modell-Luftschiff, wird auf der Automobilausstellung in den Ausstellungshallen am Zoologischen Garten ausgestellt werden. Es wird jetzt auf der Luftschiffwerft des Luftschiffbataillons für diese Ausstellung instand gesetzt.

Ein neuer deutscher Ankerplatz für Luftschiffe. In der Nähe der Pionierkaserne in Koblenz plant die Reichsregierung einen Ankerplatz für Motorluftschiffe zu errichten. Dieser Platz ist dazu bestimmt, die an der Westgrenze befindlichen Motorluftschiffe bei Übungsfahrten zu bergen.

Das neue deutsche Militärluftschiff »M IV«. Das Luftschiffbataillon baut in seinen Werkstätten zu Tegel ein neues Motorluftschiff, das an Größe alle bis jetzt gebauten Militärluftschiffe übertrifft. Die Länge des neuen Luftschiffes wird etwa 120 m betragen und die Gashülle wird 12 000 cbm Wasserstoffgas enthalten. Für den Ballon sind zwei Gondeln vorgesehen worden, die je zwei Benzinmotoren von 75 bis 100 PS erhalten. Jeder dieser Motoren treibt einen Propeller an, die genau so angeordnet werden wie bei dem Militärluftschiff »M III«. Die weitere Konstruktion des Ballons ist die gleiche wie bei den anderen Militärballons, System Groß. Die Motoren werden von Körting geliefert, die Hülle von Riedinger.

Die Ausbildung von deutschen Offizieren auf Wright-Flugmaschinen wird in nächster Zeit nach französischem Vorbild erfolgen. Die deutsche Wright-Gesellschaft, welche die Wrightschen Patente gekauft hat und diese Flugmaschinen baut, hat bis jetzt an etwa 16 Herren in Deutschland Flugmaschinen verkauft. Ihre Kunden setzen sich aus den verschiedensten Berufskreisen zusammen und umfassen außer Kaufleuten und Rennfahrern auch Offiziere, Ingenieure und andere. Von Luftschiffahrtsvereinen hat der Kaiserliche Aeroklub und von den Automobilklubs der Kärntner Automobilklub in Klagenfurt je einen Apparat gekauft. Ein weiterer Apparat ist in den Besitz der Berliner Gesellschaft »Ikarus« übergegangen, deren Zweck die Veranstaltung von Schauflügen ist. Nach Österreich und Rußland sowie nach Kopenhagen sind gleichfalls Wright-Flieger verkauft worden. Die Bautätigkeit der Deutschen Gesellschaft Wright tritt in eine neue Phase durch die immerhin überraschende Tatsache, daß von seiten des preußischen Kriegsministeriums in einer der

nächsten Wochen von verschiedenen Truppenteilen Offiziere abkommandiert werden, die sich auf dem Flugplatz Johannisthal unter Anleitung der beiden Piloten der Wright-Gesellschaft, des Korvetten-Kapitäns Engelhard und des Mechanikers Keidel mit der Steuerung und Behandlung der Wright-Flieger vertraut machen werden.

Offiziere als Flugmaschinenführer. Österreich-Ungarn hat bereits seit einiger Zeit den Oberleutnant Hirsch auf den Truppenübungsplatz Steinfeld kommandiert, woselbst derselbe Versuche mit dem alten Doppeldecker Farman unternehmen soll. Die Versuche sind bis jetzt sehr schlecht ausgefallen, da der Antoinette-Motor bisher nicht richtig funktionierte. Ferner ist Hauptmann Borns vom 99. Inf.-Reg. für die Lenkung des ersten österreichischen Wright-Fliegers ausersehen worden und wurde zur Ausbildung nach Châlons kommandiert. Von Hauptmann Quoika und seinem Blériot-Eindecker hat man seit dem mißglückten Fluge auf der Simmeringer Heide nichts mehr vernommen.

Die Vermehrung der Luftschiffertruppen in Frankreich. Durch die verschiedenen Unglücksfälle veranlaßt, die die Militärluftschiffahrt Frankreichs in letzter Zeit erlitten hat, sind von dem Kriegsdepartement in dem neuen Etat eine Neuformierung der Luftschiffertruppen vorgesehen worden. Bekanntlich besaß Frankreich ein Luftschiffbataillon zu vier Kompagnien, die ihren Standort in Versailles haben. Durch den Bau von neuen Luftschiffhallen an der Südgrenze ist es notwendig, das Luftschiffbataillon bedeutend zu vergrößern, und aus diesen Gründen werden zwei neue Kompagnien formiert, die bis jetzt Pionierkompagnien waren. Die beiden neu formierten Kompagnien werden als 5. und 6. Luftschiffkompagnie bezeichnet und erhalten in Toul und Verdun ihre Standorte.

Probeflüge mit Militärdrachen in Frankreich. Auf dem Exerzierplatze von Boulogne-sur-Mer wurden von seiten der französischen Militärbehörde Drachenaufstiege vorgenommen, bei denen es galt, eine oder zwei Personen in einer Gondel durch gewöhnliche Drachen hochzuheben. Diese Versuche sollten beweisen, daß man mit einfach geformten Drachen für militärische Zwecke Aufklärungsdienste verrichten kann. Diese Drachen wurden mittels einer Windevorrichtung hochgelassen und stiegen bis zu einer Höhe von 200 m. Von dieser Höhe wurden dann Signallvorrichtungen zur Erde geschickt, die zur Zufriedenheit der Militärbehörde ausfielen, guten Wind vorausgesetzt.

Das erste Militärluftschiff Belgiens. Das belgische Kriegsministerium läßt auf dem Truppenübungsplatz Wilryk bei Antwerpen einen Lenkballon bauen, der von dem Geniehauptmann Clement de Saint Merié konstruiert worden ist. Der Ballon, der in die Klasse der unstarren Luftschiffe gehört und dessen Hülle die bekannte Torpedoform besitzt, wird 50 m lang und einen Durchmesser von 13 m erhalten. Der Gasinhalt wird etwa 4000 cbm betragen. Die Gondel, die in Dreieckform gebaut ist, erhält zwei Motore von 80 und 160 PS. Diese beiden Motore treiben einzeln oder zusammen vier Propeller an, die aus Holz und Stoff hergestellt sind. Die Hülle ist in vier getrennte Abteilungen geteilt, um bei einer Undichtigkeit der Hülle nicht das ganze Gas zu verlieren. Die Fertigstellung dieses ersten belgischen Militärballons soll im Herbst dieses Jahres erfolgen, und man hofft im Monat September spätestens Mitte Oktober mit den ersten Fahrversuchen beginnen zu können.

Sportliche Nachrichten.

Dem New York Herald wird aus Buenos-Aires gemeldet: Auf einem Voisin-Zweidecker unternahm am 20. Februar Bregi eine Wettfahrt mit einem Expresßzug, die er gewann, indem er 22 km in 18 Minuten in einer Höhe von 70 m zurücklegte. Die zurückgelegte Strecke betrug im ganzen 43 km, die nach 45 Minuten durchflogen wurden. Auf einem anderen Voisin-Zweidecker unternahm Pouzelin einen Aufstieg; infolge einer unglücklichen Steuerung fiel der Apparat zu Boden und wurde zertrümmert. Zwei gelungene Flüge über 12 und 14 km unternahm Valetton mit einem Farman-Zweidecker.

Der Grund für die zahlreichen Motorpannen bei der Flugwoche in Heliopolis war der feine Wüstenstaub, der die Luft erfüllte, in die Vergaser gelangte und dort die Düsen verstopfte. Die Vergaser mußten daher sehr häufig gereinigt werden, und es war nicht möglich, Dauerflüge von mehreren Stunden, wie sie bei früheren Flugveranstaltungen erreicht wurden, auszuführen. Auch wagte keiner der Konkurrenten den Flug nach den Pyramiden. Die Fluglänge hin und zurück beträgt etwa 26 km; in der Fluglinie liegt aber Kairo; wenn also eine Motorpanne infolge des Staubes in der Luft eingetreten wäre, war die Gefahr einer Landung in dem Häusermeer von Kairo erheblich größer. Bemerkenswert ist noch, daß der feine Wüstenstaub auch in einer Höhe von 60 m in großen Mengen in der Luft enthalten ist. Zu diesen Motorpannen kamen noch die häufigen Luftwirbel, durch die mehrere Stürze verursacht wurden. Die Flugwoche von Heliopolis hat mit einem Defizit für die Veranstalter geendet; denn trotz der zahlreichen Besucherzahl und der daraus resultierenden Einnahmen konnten die hohen Unkosten für die Einrichtung des Flugplatzes, die Startgelder, die namentlich an die französischen Führer von Flugmaschinen gezahlt wurden, und die hohen Preise nicht gedeckt werden.

Der Belgier Vandeborn stieg am 2. März um 10 Uhr vormittags zu einem Überlandflug von Mourmelon auf. Um 10 Uhr 22 Min. erreichte er Reims, kreuzte über der Stadt, um dann auf dem Schießplatze niederzugesenken. Bei der nach dem Mittagessen unternommenen Rückfahrt wurde Vandeborn durch Gegenwind abgetrieben, flog 300 m hoch über die Reimser Berge und sah sich, da er sich verirrt, zu einer Landung gezwungen. Nachdem er in dem Dorfe Prosnes Erkundigungen über die Richtung eingezogen, gelang es ihm, nach Mourmelon zurückzuflogen.

Gleichzeitig mit Vandeborn landete Chavaz, der einen Flugversuch unternommen und bei seinem siebenten Aufstieg bereits eine Höhe von 510 m erreicht hatte.

August Euler machte auf dem Griesheimer Exerzierplatz Flugversuche mit einem neuen von Euler selbst konstruierten Apparat, der zunächst tadellos funktionierte und schnell 100 m hoch stieg; beim Nehmen einer Kurve wurde der mit einem Motor von 80 PS ausgestattete Apparat durch einen sehr starken Windstoß schnell auf die Erde herabgedrückt und hierbei beschädigt; Euler blieb unverletzt.

In Johannesthal gelang es Dörner, zum ersten Male mit seinem Eindecker eigener Konstruktion eine ganze Bahnrunde von 2,5 km Länge zurückzulegen und eine glatte Landung auszuführen.

Auf dem Flugplatz Johannesthal herrscht jetzt sehr reges Leben. In den letzten Tagen übten auf dem Flugplatz die Wright Schüler Eyring, Heim, Dr. Sablaping, der Delegierte des Kärntner Automobilklubs, Ingenieur Thelen und Schaumburg, der Vertreter der Ikarus-Gesellschaft. Unter Leitung des Wright-Piloten Keidel führten sämtliche Schüler mit dem neuen mit Anlaufsrädern ausgestatteten Wrightapparat gelungenen Flüge aus. (Siehe Fig. 1 bis 3 S. 55 und 56.)

In St. Moritz hat ein anderer Wright-Pilot, Korvettenkapitän Engelhardt, auf dem St. Moritzersee (in ca. 2000 m Höhe ü. M.) bei strahlendem Sonnenschein und Windstille mit seinem Wrightapparat einen Fünfminutenflug über eine Bahn von 5 km vollendet. Die anwesenden Zuschauer spendeten dem ersten wohl gelungenen Flug in der Schweiz begeisterten Beifall. Die Flugvorführungen wurden fortgesetzt, verliefen später aber weniger gut, vielleicht weil zu der an sich schon durch die hohe Lage über dem Meere dünneren Luft ein niedriger Barometerstand hinzukam.

Auf dem Flugfelde bei Wiener-Neustadt flog Wiesenbach mit einem Wright Apparat auf und blieb 56 Minuten in den Lüften. Er legte ungefähr 90 km zurück. Später vollführte Ingenieur Wachalowski mit einem Farman-Apparat in einer Höhe von 20 m und mit einer Geschwindigkeit von 60 1/2 km pro Stunde einen Flug von 15 Minuten 20 Sekunden Dauer, ferner einen Flug mit einem Passagier von 11 Minuten. Er gewann die Preise Gerngroß von 2000 K für einen 15-Minutenflug und von 4000 K für einen Passagierflug von 5 Minuten. (B. Z.)

Gegenwärtig schweben Verhandlungen, um ein bei Wareme längs der Bahn gelegenes, etwa 60 ha großes

ebenes Gelände für ein dort zu errichtendes Aerodrom bereitzustellen. Wettflüge sollen hier zunächst nicht stattfinden, sondern es handelt sich um eine Anstalt für Flugtechnik, wie solche in Mourmelon und Pau bestehen. Das Unternehmen soll unter der sportlichen Verwaltung des Aeroklubs Lüttich-Spa stehen und dessen Mitgliedern unentgeltlich zur Verfügung gehalten werden.

Vom 12. bis 19. Juni soll eine von der Danziger Verkehrszentrale arrangierte Flugwoche für Flugmaschinen, Lenk- und Freiballons bei Danzig auf der 100000 qm großen Holmenwiese an der Weichsel stattfinden. Mit ziemlicher Bestimmtheit werden dort der Lenkballon von Professor Schütte, dem Vorsitzenden des Danziger Vereins für Luftschiffahrt, sowie der neue Freiballon »Danzig«, ein weiterer Ballon, mehrere Fesselballons, Flüge von Ingenieur Grade und einige neue Flugmaschinen aus Ostdeutschland Aufstiege bzw. Flüge oder Flugversuche unternommen.

Kleine Mitteilungen.

Oberstleutnant Moedebeck †. Einer der bedeutendsten Männer der Luftschiffahrt, der Gründer und Herausgeber der »I. A. M.«, Oberstleutnant z. D. H. Moedebeck, ist am 1. März an den Folgen einer Lungenentzündung in Berlin gestorben. Der frühe Tod des Dahingeshiedenen, der im 53. Lebensjahre, also noch im besten Mannesalter, stand, wird von seinen vielen Anhängern und Freunden aufrichtig betrauert. Die deutsche Luftschiffahrt hat an Oberstleutnant Moedebeck einen ihrer Vürstigen und tüchtigsten Männer verloren, denn der Verstorbene widmete ihr seine ganze Lebensarbeit. Seine bekannten Schriften, das »Handbuch der Luftschiffahrt« sowie das »Taschenbuch für Flugtechnik und Luftschiffahrt«, und vor allem die von ihm begründete Zeitschrift der deutschen Luftschiffahrtsvereine, die »Illustrierten Aeronautischen Mitteilungen«, werden dem Verstorbenen ein bleibendes Andenken wahren.

Der Zeppelin-Luftschiffverkehr Friedrichshafen-Luzern und umgekehrt wird nun nicht ins Leben treten. Entgegen der von einer süddeutschen Luftschiffahrts-Korrespondenz verbreiteten Nachricht, daß der Luftschiffverkehr Luzern-Friedrichshafen im Jahre 1910 aufgenommen werde, und daß Verhandlungen zwischen dem Kurkomitee in Luzern mit einer französischen Lenkballonfirma nicht zum Abschluß gekommen seien, wird uns mitgeteilt, daß nunmehr das Luzerner Kurkomitee mit der französischen Gesellschaft Astra bereits zum Abschluß gekommen ist, und schon im Sommer 1910 der Luftschiffdienst mit französischen Luftschiffen von Luzern nach dem Rigi und zurück aufgenommen werden wird. Die Gesellschaft Astra hat sich verpflichtet, zwei Ballons von je 7000 und 4500 cbm Inhalt zu liefern, die für 15 bzw. 8 Fahrgäste ausreichen sollen. Die Ballonhalle wird auf dem Tribchenmoos erbaut und der Betrieb am 1. Juli eröffnet werden. Der Betrieb erfolgt auf gemeinsame Kosten und zwar nach Maßgabe der beiderseitigen Leistungen. Die Gesamtleistung der Astra-Gesellschaft beträgt ca. Frs. 650 000 an Material etc. und die Leistung der Stadt Luzern, welche das Grundstück kostenlos beistellt und die Luftschiffhalle mit allen Nebengebäuden zu errichten hat, stellt sich auf ca. Frs. 250 000.

In dem Bootshaus des Norddeutschen Regattaverains fand gestern nachmittag unter dem Vorsitz des Prinzen Heinrich von Preußen eine Sitzung des Arbeitsausschusses für die arktische Luftschiffexpedition statt, an der teilnahmen Graf Zeppelin, Professor Hergesell, Geheimer Oberregierungsrat Lewald, Geheimer Kommerzienrat v. Friedländer-Fuld und Professor v. Drygalski.

Zum internationalen Ballonwettfliegen um den Gordon-Bennett-Preis, der nach dem Siege des Ballons »Amerika« in diesem Jahre in Amerika ausge tragen wird, ergab der Meldeschluß bisher zwölf Meldungen von fünf Nationen, und zwar meldeten Deutschland, Frankreich und die Vereinigten Staaten je drei Ballons, die Schweiz zwei Ballons und Dänemark einen Ballon. Es ist jedoch wahrscheinlich, daß England, Belgien, Spanien, Italien oder ein anderes der dem Internationalen Luftschiffverbande angehörenden Länder noch nachmelden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTL EITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER
FLUGTECHNIKER

E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

DR. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

26. März 1910.

Heft 6.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Osterreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOETE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München, solche für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bulowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Einige für die Flugtechnik wichtige Beziehungen aus der Mechanik. Von Professor L. Prandtl in Göttingen. (Fortsetzung.) S. 61.
Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger. Auszug aus der Göttinger Dissertation. Von Wilhelm Deimler, München. (Fortsetzung.) S. 64.

Die Weiterentwicklung der Flugtechnik. Von Gustav Lilienthal. S. 66.
Neue Flugapparate. (Mit Tafel III.) S. 68.
Sportliche Nachrichten. S. 70.
Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 71.

Einige für die Flugtechnik wichtige Beziehungen aus der Mechanik.

Von Professor L. Prandtl in Göttingen. (Fortsetzung statt Schluß.)

4. Luftwiderstand.

Über Luftbewegung und Luftwiderstand bestehen noch vielfach unzutreffende Vorstellungen; es mag sich deshalb verlohnen, die heutige, durch die Versuche durchaus bestätigte Auffassung des näheren auseinanderzusetzen.

1. Physikalische Grundlagen und mathematische Ansätze. Wie die kinetische Gastheorie lehrt, besteht ein Gas aus Einzelteilchen (Molekeln), die fortwährend in heftiger Bewegung durcheinander schwirren. Bei den Dichtigkeiten, wie sie etwa die atmosphärische Luft aufweist, sind aber die freien Wege der Molekeln zwischen zwei Zusammenstößen so winzig, daß ein kleiner Molekelhaufen innerhalb des Gases ziemlich lange zusammenhält, und, dem Druck der benachbarten Gebiete durch seine Stöße Gleichgewicht haltend, immer einen seinem Zustande entsprechenden Raum einnimmt. Das Gas verhält sich also, wenn man Räume betrachtet, die groß gegen die »freie Weglänge« sind, wie eine elastische Flüssigkeit mit unterscheidbaren Volumelementen, von denen jedem in einem Augenblick ein bestimmter Druck und eine bestimmte Dichtigkeit, und im Falle der Bewegung eine bestimmte Geschwindigkeit zukommt.¹⁾

¹⁾ Die freie Weglänge bei Luft von gewöhnlicher Dichte ist in der Gegend von $\frac{1}{7000}$ mm. Die Verhältnisse ändern sich gänzlich, wenn etwa durch Verringerung der Dichte die freie Weglänge mit den Raumabmessungen vergleichbar wird, wie das z. B. bei der hohen Verdünnung in den Röntgenröhren der Fall ist; hier hat man mit den Molekeln als einzelnen durch den Raum springenden Bällen zu rechnen.

Als kennzeichnende Eigenschaften für diese elastische Flüssigkeit kann man die folgenden aufzählen: 1. Die Dichte ist in bestimmter Weise vom Druck abhängig; infolgedessen gehen Volumänderungen der bewegten Gasteile nur unter gleichzeitiger Druckänderung vor sich. 2. Als Kräfte an dem einzelnen bewegten Gasteil kommen in Betracht einmal die Schwere, dann Druckunterschiede und schließlich die innere Reibung oder Zähigkeit, ein Widerstand gegen Formänderung des Gasteils.

Als Wirkung der Schwere ist die bekannte Abnahme des Drucks mit der Höhe zu nennen. Da jedes Luftteilchen durch den Auftrieb, den es von der umgebenden Luft erfährt, immer gerade getragen wird¹⁾, kommt die Schwere für die Bewegungsvorgänge innerhalb der Luft, außer der Druckabnahme mit der Höhe — 1% auf etwa 80 m Höhe — weiter nicht in Betracht. Man wird also zu den Bewegungsgesetzen der Luft gelangen, wenn man erstens zum Ausdruck bringt, daß jedes Luftteilchen Beschleunigungen erfährt nach Maßgabe der aus den Druckdifferenzen und den Reibungen resultierenden Kräfte, zweitens, daß die Volumenänderungen der Luftteilchen den Druckänderungen entsprechen. Die weitere Bedingung, daß die Bahnen der benachbarten Luftteilchen so gestaltet sein müssen, daß durch die Rauminhalte der Teilchen der Raum, der der Luftmasse zur Verfügung steht, lückenlos ausgefüllt wird (die »Kontinuitätsbedingung«) liefert eine Verknüpfung der beiden ersteren Aussagen.

Der mathematische Ansatz für diese Bedingungen, der ziemlich verwickelt ausfällt, läßt sich sehr vereinfachen durch die zwei Annahmen, daß erstens die Wirkungen der Rei-

¹⁾ Von dem Auftrieb durch Temperaturunterschiede, die von ungleicher Erwärmung der Luft herrühren, mag hier füglich abgesehen werden.

bung außer Betracht gelassen werden dürfen, zweitens das Volumen jedes Teilchens während der Bewegung als unveränderlich angesehen werden darf. Zu der ersten Annahme berechtigt die Tatsache, daß die Zähigkeit der Luft sehr gering ist, so daß die Kräfte, die durch die Formänderungen im Innern der strömenden Luftmasse geweckt werden, meist gegen die übrigen Kräfte nicht in Betracht kommen. Von ganz bestimmten Fällen, in denen die Reibung berücksichtigt werden muß, wird später noch die Rede sein. Die zweite Annahme hängt damit zusammen, daß die Volumenänderungen den Druckunterschieden entsprechen, sie wird im folgenden näher begründet werden.

Unter Benutzung der beiden Annahmen erhält man die Theorie der »idealen Flüssigkeit«, die von Mathematikern und Physikern auf eine hohe Stufe der Vollendung gebracht worden ist.¹⁾ Eine der wichtigsten Folgerungen dieser Theorie ist der Satz, daß durch irgendwelche Druckwirkungen auf die Grenzflächen der idealen Flüssigkeit gegen andere Körper keinerlei Drehungen der Flüssigkeitselemente hervorgebracht werden können: Eine ideale Flüssigkeit ohne innere Drehung bleibt dauernd drehungsfrei. Diese Beziehung ist deshalb ungemein wichtig, weil gerade die drehungsfreie Flüssigkeitsbewegung die einzige ist, für die die heutigen mathematischen Methoden auch in verwickelteren Fällen umfassende Aufschlüsse zu geben vermögen, und für die überhaupt die Gesetzmäßigkeiten sich einigermaßen überschaubar gestalten.

2. Die Druckgleichung. Um den zahlenmäßigen Zusammenhang zwischen Geschwindigkeit, Druck und Dichtigkeit in einer strömenden Flüssigkeit zu erkennen, mag hier eine elementare Betrachtung über die Bewegung eines Flüssigkeitsteilchens eingeschaltet werden. Das Teilchen sei ein Zylinder von der Grundfläche dF und der Länge ds (vgl. Fig. 11); die Achse falle in die Richtung der Geschwindigkeit w .

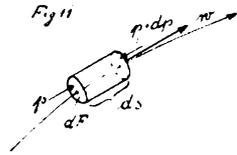


Fig. 11.

Ist γ das Gewicht der Raumeinheit, so ist die Masse $= \frac{\gamma}{g} dF ds$. Wirkt auf die Rückseite treibend der Druck p , auf die Vorderseite der Druck $p + dp$ hemmend, so wird die Gesamtkraft in Richtung der Bewegung, wenn keine merklichen Reibungen an den Seitenflächen vorhanden sind und die Wirkung der Schwere dem Früheren gemäß außer acht gelassen wird, gleich $-dF \cdot dp$; da es sich bei der Druckdifferenz dp um die Änderung des Druckes beim Fortschreiten in der Richtung von ds handelt, kann $dp = \frac{\partial p}{\partial s} ds$ gesetzt werden.

Die Gleichung: Kraft = Masse \times Beschleunigung liefert nun die Beziehung:

$$-dF \cdot \frac{\partial p}{\partial s} ds = \frac{\gamma}{g} dF ds \cdot \frac{dw}{dt},$$

in der, wie man sieht, der Faktor $dF ds$ gestrichen werden kann.

Die Beschleunigung $\frac{dw}{dt}$ bedarf noch einer näheren Untersuchung. Zu ihrem Zustandekommen trägt einerseits der Umstand bei, daß sich an dem Ort, wo sich das Teilchen gerade befindet, die Geschwindigkeit ändert,

¹⁾ Vgl. hierüber den Aufsatz von S. Finsterwalder »Die Aerodynamik als Grundlage der Luftschiffahrt«, diese Zeitschr. S. 6 u. f.

andererseits aber auch der weitere, daß das Teilchen seinen Ort ändert und so an Orte mit anderen Werten der Geschwindigkeit gelangt. Der erstere Anteil kann $\frac{\partial w}{\partial t}$ geschrieben werden, der zweite ist $\frac{\partial w}{\partial s} \cdot \frac{ds}{dt}$, wo $\frac{ds}{dt}$ nichts anderes ist als die Geschwindigkeit w . Hiermit wird

$$\frac{dw}{dt} = \frac{\partial w}{\partial t} + w \frac{\partial w}{\partial s}.$$

Für stationäre Bewegungen, d. h. solche, bei denen die räumliche Geschwindigkeitsverteilung zeitlich unveränderlich bestehen bleibt, ist speziell $\frac{\partial w}{\partial t} = 0$; für sie ergibt sich also aus der Kraftgleichung, wenn noch mit γ dividiert wird:

$$\frac{1}{\gamma} \frac{\partial p}{\partial s} + \frac{1}{g} w \frac{\partial w}{\partial s} = 0,$$

eine Gleichung, die nur noch Differentialquotienten nach der Geschwindigkeitsrichtung enthält, und die deshalb nach einer Linie, die überall in der Richtung der Geschwindigkeit gezogen ist (»Stromlinie«), integriert werden kann. Hiermit wird längs jeder Stromlinie einer stationären Bewegung

$\int \frac{dp}{\gamma} + \frac{w^2}{2g} = \text{konst.}$ Man nennt $\int \frac{dp}{\gamma}$ die Druckhöhe, $\frac{w^2}{2g}$ die Geschwindigkeitshöhe. Der so gewonnene

Satz, die »Druckgleichung«, läßt sich folgenderweise aussprechen: Bei jeder stationären reibungsfreien Flüssigkeitsbewegung ist die Summe aus Druckhöhe und Geschwindigkeitshöhe längs einer Stromlinie konstant. Will man die Schwere noch mitberücksichtigen, so lautet der Satz, wie nebenher bemerkt werden mag, so, daß die Summe aus Druckhöhe, Geschwindigkeitshöhe und Ortshöhe (gemessen über einer willkürlich angenommenen Horizontalebene) konstant wird.

Diese Druckgleichung mag nun zunächst dazu benutzt werden, um die Frage zu entscheiden, wie weit bei den in der Flugtechnik vorkommenden Geschwindigkeiten die Zusammendrückbarkeit der Luft eine Rolle spielt. Zu diesem Zweck mag für die Druckgleichung, die ganz allgemein, auch für beliebig zusammendrückbare Flüssigkeiten, richtig ist, unter der Annahme, daß das Raumgewicht γ nur wenig veränderlich ist, noch eine angenäherte Form angegeben werden. Setzt man γ als annähernd konstant voraus, so kann der Ausdruck $\frac{1}{\gamma} \frac{\partial p}{\partial s}$ zu $\frac{p}{\gamma}$ integriert werden. Man erhält:

$$\frac{p}{\gamma} + \frac{w^2}{2g} = \text{konst.}$$

Es sei nun die Druckdifferenz zwischen einer Stelle, wo die Geschwindigkeit Null ist (Druck p_0) und einer auf derselben Stromlinie gelegenen Stelle, wo die Geschwindigkeit w ist (Druck p) mit dieser Näherungsformel ermittelt. Es wird:

$$\frac{p}{\gamma} + \frac{w^2}{2g} = \frac{p_0}{\gamma} + 0$$

oder

$$p_0 - p = \frac{\gamma w^2}{2g}.$$

Setzt man hierin γ etwa gleich 1,225 kg/cbm, was mittleren Verhältnissen in der Luft entspricht, so erhält γ/g im Metermaß den geläufigen Wert $1/8$; es entspricht demnach beispielsweise einer Geschwindigkeit von 100 m/sek eine Druckdifferenz von $10000 : 16 = 625$ kg/qm. Da der Gesamtdruck der Luft rd. 1 kg/qcm = 10000 kg/qm ist, bedeutet diese Druckdifferenz $1/16$ Atmosphäre. Die Schwankungen der Dichtigkeit müssen für so schnelle Änderungen wie die, um die es sich hier handelt, aus den Druckschwankungen mittels des adiabatischen Gesetzes berechnet werden. Eine Näherungsformel hierfür ergibt mit $\Delta p =$ Druckschwankung, $\Delta \gamma =$ Schwankung des Raumgewichts:

$$\frac{\Delta \gamma}{\gamma} = \frac{1}{\alpha} \frac{\Delta p}{p},$$

wobei für Luft in bekannter Weise $\alpha = 1,4$ ist. Ist wie hier $\frac{\Delta p}{p} = 1/16$, so wird die verhältnismäßige Dichteänderung $\frac{\Delta \gamma}{\gamma} =$ rd. $1/22$, also weniger wie 5 %. Bei $w = 45$ m/sek wird sie bereits kleiner als 1 %.¹⁾

Da — abgesehen von den Luftschrauben, wo gelegentlich Geschwindigkeiten von 100 m (und noch darüber) vorkommen — die Geschwindigkeiten, mit denen der Flugtechniker zu tun hat, noch um ein Gutes unter dieser letzteren Grenze liegen, können wir feststellen, daß für die Luftwiderstandsfragen der Flugtechnik der Zusammendrückbarkeit der Luft keinerlei Bedeutung zukommt, daß vielmehr die Luft bei den hier vorkommenden Geschwindigkeiten praktisch genau genug als unzusammendrückbar angesehen werden darf.

Dieser Umstand, der es mit sich führt, daß nun ohne weiteres Bewegungen in Luft mit entsprechenden Bewegungen in (allseitig den Körper umgebendem) Wasser verglichen werden dürfen, kann aus der schnellen Fortpflanzung von Druckunterschieden in der Luft, die bekanntlich mit der Geschwindigkeit des Schalles erfolgt, begreiflich gemacht werden. Die Luft ist zwar kompressibel, aber bei mäßigen Bewegungsgeschwindigkeiten breitet sich die eingeleitete Bewegung so rasch aus, daß vor dem störenden Objekt eine ganz geringfügige Verdichtung, eben die vorhin berechnete, übrig bleibt. Erst bei Geschwindigkeiten, die denen des Schalls vergleichbar sind, treten, wie auch die Rechnung ergibt, Verdichtungen von erheblicher Größe auf.

Die im vorstehenden abgeleitete Druckgleichung galt zunächst als Beziehung zwischen verschiedenen Punkten ein und derselben Stromlinie einer stationären Strömung. Im Falle der drehungsfreien Flüssigkeitsbewegung hat sie, wie hier ohne Beweis mitgeteilt werden möge, noch allgemeinere Bedeutung; sie gilt hier, stationäre Bewegung vorausgesetzt, unterschiedslos in der ganzen Flüssigkeit. Da, wie nachgewiesen, für uns die Zusammendrückbarkeit keine Rolle spielt, kann hier immer die Näherungsform:

$$p + \frac{\gamma w^2}{2g} = \text{konst.}$$

benutzt werden. Wie man sofort sieht, wird der Druck da am größten, wo $w = 0$ ist.

Wird ein Körper in einen gleichförmigen Luftstrom vom Druck p und der Geschwindigkeit w gesetzt, so

wird dieses Druckmaximum da entstehen, wo sich der Luftstrom vor dem Körper teilt, und die Strömungsgeschwindigkeit vorübergehend gleich Null wird; sein Wert wird unabhängig von der Gestalt des Körpers:

$$p_0 = p + \frac{\gamma w^2}{2g}$$

Derselbe Wert ergibt sich für den Fall, daß der Körper mit der Geschwindigkeit w in ruhender Luft bewegt wird. Als Gegenstück zu dieser oberen Grenze findet man häufig auch eine untere Grenze für den Druck im Betrage $p - \frac{\gamma w^2}{2g}$ angegeben; das ist aber irrig, nach unten sind dem Druck keine derartigen Grenzen gezogen.

Aus der Druckgleichung läßt sich noch folgendes für den Widerstand eines Körpers in einer idealen Flüssigkeit entnehmen: Aus den Störungen, die die Strömungsgeschwindigkeit an der Oberfläche des Körpers erleidet, ergeben sich Druckdifferenzen, die alle dem Werte $p_0 - p = \frac{\gamma w^2}{2g}$ proportional gesetzt werden können,

so zwar, daß für geometrisch ähnliche Körper die Proportionalitätsfaktoren dieselben sind. Hieraus kann geschlossen werden, daß, wenn F die Fläche des »Hauptspants« und $\psi \frac{\gamma w^2}{2g}$ eine mittlere Druckdifferenz bedeutet, für den Widerstand W eine Formel von folgendem Bau erhalten werden muß

$$W = \psi F \frac{\gamma w^2}{2g}$$

(Widerstand proportional der Fläche des Hauptspants, der Dichte und dem Quadrat der Geschwindigkeit; Widerstandsziffer ψ abhängig von der Körperform).

Will man nun allerdings den Widerstand eines Körpers in einer nach allen Seiten unbegrenzten idealen Flüssigkeit unter der Annahme berechnen, daß die Bewegung überall drehungsfrei vor sich geht, so erhält man in allen Fällen den Widerstand Null, ein Ergebnis, das im ersten Augenblick überraschen mag. Es wird begreiflicher, wenn man überlegt, daß die Arbeitsmenge, die das Vorwärtstreiben des Körpers gegen den Widerstand der Flüssigkeit verschlingt, in irgendeine andere Energieform verwandelt, wieder zutage treten müßte. Eine solche Energieform ist aber in der drehungsfreien idealen Flüssigkeit nicht vorhanden, also ergibt sich notwendig der Widerstand gleich Null.

3. Reibung und Wirbel. In den wirklichen Flüssigkeiten weisen nun aber alle Körper Widerstand auf; wir ziehen hieraus den nahe liegenden Schluß, daß die offenkundige Abweichung zwischen Theorie und Erfahrung in den beiden Annahmen der Drehungsfreiheit und der Reibungsfreiheit begründet ist. Das trifft nun in der Tat zu, ja man kann den Widerstand sogar in zwei Teile scheiden, die einzeln den Abweichungen von den beiden Annahmen entsprechen; man unterscheidet einen »Reibungswiderstand« oder »Oberflächenwiderstand«, der sich aus der Reibung der am Körper entlang strömenden Flüssigkeit ergibt, und einen »Wirbelwiderstand« oder »Formwiderstand«¹⁾, der dadurch verursacht wird, daß die Bewegung nicht in ihrem ganzen Verlauf drehungsfrei bleibt, sondern sich Wirbel bilden, die in einer dem »Kielwasser« ähnlichen Schleppe hinter dem Körper einherziehen.

¹⁾ Die Namen Formwiderstand und Oberflächenwiderstand sind dadurch begründet, daß der erstere Widerstand stark von der Form des Körpers abhängt, der letztere dagegen im wesentlichen nur von der Oberflächenerstreckung.

¹⁾ Diesen Dichteänderungen entsprechen nach der Kontinuitätsbedingung kleine Abänderungen der Bahnen der Luftteilchen gegenüber der vollkommenen Volumbeständigkeit; diese dürfen aber bei der Kleinheit der Dichteänderungen ohne großen Fehler außer acht gelassen werden.

Der Oberflächenwiderstand ist unvermeidlich, der Formwiderstand dagegen kann, wie hier schon erwähnt werden mag — später wird noch ausführlicher davon die Rede sein — durch geeignete Formgebung des Körpers auf ein sehr kleines Maß zurückgeführt werden. Die allgemeine Anweisung ist dabei die, eine möglichste Annäherung an die drehungsfreie Bewegung anzustreben, d. h. die Wirbelschleppes möglichst zu verkleinern.

Man sieht also, die Betrachtung der idealen Flüssigkeitsbewegung ist — abgesehen von den Aufschlüssen über die Druckverteilung und einer Reihe von weiteren Aufschlüssen, von denen hier nicht die Rede war¹⁾ — auch

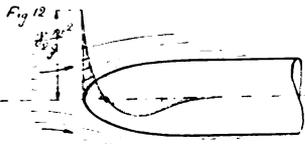


Fig. 12.

für die Klärung der Widerstandsfragen, trotz ihres fundamentalen Widerspruchs gegen die Erfahrung von großem Wert. Praktische Beispiele sollen weiter unten folgen. Hier mag noch der merkwürdige Satz folgen, daß nicht bloß für einen ganzen Körper, sondern bereits für ein beliebig gestaltetes Vorder- teil, an das sich ein unbegrenzter Zylinder anschließt (vgl. Fig. 12), der Formwiderstand bei drehungsfreier Bewegung gleich Null wird. (Schluß folgt.)

Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger.

Von Wilhelm Deimler, München.²⁾ (Fortsetzung.)

Wenn wir den Gleitflieger vom Zustand der Ruhe aus fliegen lassen und anfangs die Symmetricebene xz

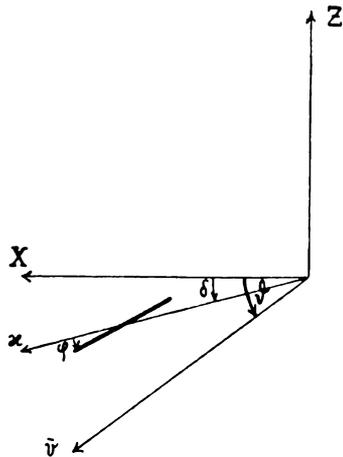


Fig. 3.

mit XZ zusammenfällt, so wird das auch während des Flugs so bleiben, das heißt in jedem Moment ist

$$\frac{d^2 Y}{dt^2} = \frac{d^2 \gamma}{dt^2} = \frac{d^2 \epsilon}{dt^2} \text{ identisch gleich Null.}$$

Zur Bestimmung des Flugs genügen dann folgende drei Gleichungen:

$$\text{I. } J_y \frac{d^2 \delta}{dt^2} = \Sigma K v^2 [z f_{(a)} \cos \lambda + F_{(a)} \cos \mathcal{A}] - x (f_{(a)} \cos \nu + F_{(a)} \cos N)$$

¹⁾ Für die Einführung in die Aerodynamik sei dem Ingenieur das eigenartige Buch von Lanchester, deutsch von Runge (Leipzig 1909) empfohlen; ein ausführliches Werk für mathematisch geübte Leser ist die Hydrodynamik von Lamb, deutsch von Friedel (Leipzig 1908).

²⁾ Auszug aus der Göttinger Dissertation (München, R. Oldenbourg, 1910).

$$\begin{aligned} \text{II. } M \frac{d^2 X}{dt^2} &= -K_{st} v^2 \cos \vartheta \\ &+ \cos \delta \Sigma K v^2 [f_{(a)} \cos \lambda + F_{(a)} \cos \mathcal{A}] \\ &+ \sin \delta \Sigma K v^2 [f_{(a)} \cos \nu + F_{(a)} \cos N] \\ \text{III. } M \frac{d^2 Z}{dt^2} &= -Mg + K_{st} v^2 \sin \vartheta \\ &+ \cos \delta \Sigma K v^2 [f_{(a)} \cos \nu + F_{(a)} \cos N] \\ &- \sin \delta \Sigma K v^2 [f_{(a)} \cos \lambda + F_{(a)} \cos \mathcal{A}] \end{aligned}$$

Hierin ist sinngemäß $\delta = \angle(x, X)$; ferner ist jeder Buchstabe unter der Summe mit dem Index i versehen zu denken und jede Summe von 1 bis n zu erstrecken, wo n die Anzahl der Flächen; K ist die in § 3 erwähnte Konstante $= 0,12 \cdot \text{Fläche}$. Ferner λ, μ, ν und $\mathcal{A}, \mathcal{M}, N$ die Richtungswinkel der Widerstandskomponenten parallel resp. normal zur Fläche.

Für den stationären Flug wird auch $\frac{d^2 X}{dt^2} = \frac{d^2 Z}{dt^2} = \frac{d^2 \delta}{dt^2} = 0$; da, wie verabredet, auch $\frac{d\gamma}{dt} = \frac{d\delta}{dt} = \frac{d\epsilon}{dt} = 0$ werden, so wird $v_i = v$. So hat man zur Bestimmung des stationären Flugs, der durch den Index 0 charakterisiert sei, die drei Gleichungen:

$$\begin{aligned} \text{I.}' \quad 0 &= \Sigma K [z (f_{(a)} \cos \lambda + F_{(a)} \cos \mathcal{A}) - x (f_{(a)} \cos \nu + F_{(a)} \cos N)]_0 \\ \text{II.}' \quad 0 &= -K_{st} \cos \vartheta_0 \\ &+ \cos \delta_0 \Sigma K [f_{(a)} \cos \lambda + F_{(a)} \cos \mathcal{A}] \\ &+ \sin \delta_0 \Sigma K [f_{(a)} \cos \nu + F_{(a)} \cos N] \\ \text{III.}' \quad 0 &= -\frac{Mg}{v_0^2} + K_{st} \sin \vartheta_0 \\ &+ \cos \delta_0 \Sigma K [f_{(a)} \cos \nu + F_{(a)} \cos N] \\ &+ \sin \delta_0 \Sigma K [f_{(a)} \cos \lambda + F_{(a)} \cos \mathcal{A}]. \end{aligned}$$

Durch Angabe der drei Größen $\delta_0, \vartheta_0, \bar{v}_0$ ist der stationäre Flug vollkommen bestimmt. δ_0 und ϑ_0 können aus I' und II' berechnet werden, darauf \bar{v}_0 aus III'. Vor- erst muß aber noch $\alpha_0, \lambda_0, \dots, N_0$ durch $\delta_0, \vartheta_0, \bar{v}_0$ und die gegebenen Konstanten φ und ψ ausgedrückt werden.

$\mathcal{A}, \mathcal{M}, N$ sind offenbar allein von der Lage der Fläche abhängig, nicht von der Richtung v . Anders ist es mit $\alpha, \lambda, \mu, \nu$. α_0 bezeichnet den Neigungswinkel zwischen Vektor v_0 und Fläche F . Dieser Neigungswinkel ist enthalten in der Normalebene E_n auf F durch v_0 . In dieser Ebene liegt dann nach unserer Annahme 4) in der Einleitung auch der Gesamtwiderstand der Fläche, also fällt die Komponente $K v^2 f_{(a)}$ in den Schnitt von E_n mit F .

Die ziemlich umständliche Ableitung der Formeln ist zu finden in der Dissertation des Verfassers¹⁾. Wir geben hier nur die nötigsten Resultate.

Setzt man abkürzend $\vartheta_0 - \delta_0 - \varphi = \alpha$, so ist

$$\begin{aligned} \text{1. } \sin \alpha &= \sin a \cos \psi \\ \text{2. } \begin{cases} \cos \mathcal{A} = \sin \varphi \cos \psi \\ \mathcal{M} = 90 + \psi \\ \cos N = \cos \varphi \cos \psi \end{cases} \\ \text{5. } \begin{cases} \cos \lambda = -\cos \varphi \cos b + \sin \varphi \sin \psi \sin b \\ \cos \mu = \sin b \cos \psi \\ \cos \nu = \sin \varphi \cos b + \cos \varphi \sin \psi \sin b \end{cases} \end{aligned}$$

wobei

$$\text{4. } \cos b = \frac{\cos a^2}{\cos \alpha}$$

¹⁾ Göttingen 1910, Druck von R. Oldenbourg, München.
²⁾ Numerierung der Formeln wie in der Dissertation.

Dadurch ist die Aufgabe der Bestimmung des stationären Flugs als gelöst zu betrachten; die Werte $\delta_0, \vartheta_0, \dot{v}_0$ sind eben durch Ausprobieren zu ermitteln.

Zur Vereinfachung für spätere Formeln und Rechnungen nehme man nach Bestimmung des stationären Gleitflugs eine Koordinatentransformation vor, so daß x und z mit X und Z zusammenfallen. Es wird dann:

$$\begin{aligned} \text{das neue } x &= x \cos \delta_0 + z \sin \delta_0 \\ \text{das neue } z &= -x \sin \delta_0 + z \cos \delta_0. \end{aligned}$$

Damit ändert sich auch $\lambda, \nu, \mathcal{A}, N$ (μ und M bleibt unverändert), ebenso J_x, J_z ; φ geht über in $\varphi + \delta_0$. Die nötigen Umrechnungen sind ganz elementarer Natur. In den weiteren Rechnungen ist also angenommen, daß

$$\delta_0 = 0.$$

§ 5.

Mathematische Ansätze für kleine Störungen.

An den Größen des stationären Flugs können wir folgende kleine Veränderungen vornehmen:

1. Longitudinale: Die Geschwindigkeit \bar{v}_0 des Schwerpunkts werde geändert um V , der Abflugswinkel ϑ_0 um Θ , schließlich werde der Gleitflieger (samt seinem Koord. syst. xyz) um die Y -Achse gedreht um den Winkel \mathcal{A} und erhalte die kleine Winkelgeschwindigkeit $\dot{\mathcal{A}}$ um die Y -Achse.

2. Transversale: Das Azimut von \bar{v}_0 wird um H geändert (d. h. die Vertikalebene durch \bar{v}_0 wird um den Winkel H aus XZ herausgedreht); der Gleitflieger (samt seinem Koord. syst. xyz) werde um die X - und Z -Achse gedreht um die Winkel Γ resp. E und erhalte die kleinen Winkelgeschwindigkeiten $\dot{\Gamma}$ und \dot{E} um diese Achsen.

Hieran seien noch zwei Bemerkungen geknüpft:
1. Wenn $H = E$ ist, so erfolgt die Bewegung v_0 gerade wieder in der Symmetrieebene xz , und es ist evident, daß keine weitere Schwingung erfolgen wird. Mathematisch muß sich das so ausdrücken, daß der Koeffizient von H negativ gleich dem von E wird, so daß sich für $H - E = 0$ die beiden Störungen gerade wegheben. Man kann auch sagen: Die Seitenschwingungen hängen bloß von der Kombination $H - E$ ab, nicht von den beiden Größen gesondert. Die physikalische Bedeutung von $H - E$ ist: $H - E$ gleich Winkel zwischen Symmetrieebene des Fliegers und Vertikalebene durch den Vektor \bar{v} .
2. Ähnliches gilt für $\Theta - \mathcal{A}$, wenn auch hier wegen der festen Schwerkraftichtung für $\Theta = \mathcal{A}$ der Zustand noch von \mathcal{A} abhängt. Für Flieger mit $\psi = 0$ (bei denen also die symmetrischen Flächen senkrecht auf der Symmetrieebene angeordnet sind) ist $\Theta - \mathcal{A}$ direkt die Vergrößerung des Einfallwinkels α . Für $\psi = 0$ kommt noch ein Zahlenfaktor hinzu (vgl. Formel 1 in § 4), hier ist $\Theta - \mathcal{A}$ die Drehung der Windeinfallrichtung innerhalb der XZ -Ebene.

Wegen der einfachen physikalischen Bedeutung von $H - E$ und $\Theta - \mathcal{A}$ ist besonderes Augenmerk auf diese Kombinationen zu richten.

Wir gehen über zur Bestimmung der Gleichungen, die die Bewegung des Fliegers nach Eintritt der Störungen festlegen:

Dazu hätten wir zuerst noch die den Gleichungen I, II, III entsprechenden Gleichungen für $\frac{d^2 Y}{dt^2}, \frac{d^2 \gamma}{dt^2}, \frac{d^2 \epsilon}{dt^2}$ anzuschreiben, die für die Bestimmung der Transversalschwingungen nötig sind. Betreffs der ausführlichen Behandlung der Transversalschwingungen sei jedoch wieder auf die Dissertation des Verfassers verwiesen.

Was wird nun aus den linken Seiten der Gleichungen I bis III nach den Störungen? Es ist

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= \bar{v} \cos \vartheta & \text{also } \frac{d^2 X}{dt^2} &= \frac{d\bar{v}}{dt} \cos \vartheta - \bar{v} \sin \vartheta \frac{d\vartheta}{dt} \\ \frac{dZ}{dt} &= -\bar{v} \sin \vartheta & \frac{d^2 Z}{dt^2} &= -\frac{d\bar{v}}{dt} \sin \vartheta - \bar{v} \cos \vartheta \frac{d\vartheta}{dt} \end{aligned}$$

Wenn man jetzt mit \ddot{X}, \ddot{Z} die durch die Störungen hervorgebrachten Beschleunigungskomponenten in Richtung X, Z bezeichnet, entsprechend das $\frac{dV}{dt}$ nach der Störung mit \dot{V} usw., so erhält man aus diesen Gleichungen mit Vernachlässigung der Glieder, die klein von der zweiten Ordnung

$$\left. \begin{aligned} \ddot{X} &= \dot{V} \cos \vartheta_0 - v_0 \sin \vartheta_0 \dot{\Theta} \\ \ddot{Z} &= -\dot{V} \sin \vartheta_0 - \bar{v}_0 \cos \vartheta_0 \dot{\Theta} \end{aligned} \right\} (6).$$

Aus der linken Seite von I wird einfach $J, \dot{\mathcal{A}}$, wo \ddot{E} die durch die Störungen hervorgebrachte Beschleunigungskomponenten um die Z -Achse bedeutet.

Um den Wert der rechten Seiten nach den Störungen zu erhalten, haben wir wie immer bei der Methode der kleinen Schwingungen nach dem Taylorschen Lehrsatz zu entwickeln und die Entwicklung nach den ersten Ableitungen abzubrechen:

$$\begin{aligned} \Phi(x_0 + X, y_0 + Y, \dots) &= \Phi(x_0, y_0, \dots) \\ &+ \left[X \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x} \right)_0 + Y \left(\frac{\partial \Phi}{\partial y} \right)_0 + \dots \right] \end{aligned}$$

Wir müssen also vor allem die Ableitungen von $v, \alpha, \lambda, \mu, \nu, \mathcal{A}, M, N$ nach $\bar{v}, \vartheta, \delta, \dot{\delta}$ berechnen. Wir geben hier wieder bloß die Resultate an.

A. Ableitungen von v :

Man erhält

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial v}{\partial \bar{v}} \right)_0 &= 1 \\ \left(\frac{\partial v}{\partial \delta} \right)_0 &= r_y \cos \sigma_y \end{aligned}$$

wobei $r_y = \sqrt{x^2 + z^2}$ ist, ferner $\sigma_y = \angle(xc_y) - \vartheta_0$, wobei $\angle(xc_y)$ aus der Gleichung $tg \angle(xc_y) = \frac{x}{z}$ bestimmt wird. (c_y ist ein Vektor, der durch die Winkelgeschwindigkeit $\dot{\mathcal{A}}$ für jede einzelne Fläche noch zur Geschwindigkeit \bar{v}_0 des Schwerpunkts hinzutritt.)

Die anderen Ableitungen von v sind Null.

B. Ableitungen von α .

Man erhält

$$\left. \begin{aligned} \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \bar{v}} \right)_0 &= 0 \\ \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \vartheta} \right)_0 &= \frac{\cos \alpha}{\cos \vartheta} \cos \psi \\ \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right)_0 &= -\frac{\cos \alpha}{\cos \vartheta} \cos \psi \\ \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \dot{\delta}} \right)_0 &= \frac{\cos \alpha}{\cos \vartheta} \cos \psi \frac{r_y}{\bar{v}_0} \sin \sigma_y \end{aligned} \right\} (11).$$

C. Die Ableitungen von $\cos \mathcal{A}, \cos M, \cos N$ sind sämtlich Null, da ja die Richtung der Flächennormalen (durch die $\cos \mathcal{A}, \cos M, \cos N$ gegeben wird) bezüglich

des im Körper festen Systems x, y, z ganz unabhängig ist von den Größen des stationären Flugs und dadurch auch unabhängig von den angebrachten Störungen.

D. Ableitungen von $\cos \lambda, \cos \mu, \cos \nu$.

Aus den Gleichungen (5) folgt für irgendeine Störung h

$$\left. \begin{aligned} \left(\frac{\partial \cos \lambda}{\partial h}\right)_0 &= (\cos \varphi \sin b + \sin \varphi \sin \psi \cos b)_0 \left(\frac{\partial b}{\partial h}\right)_0 \\ \left(\frac{\partial \cos \mu}{\partial h}\right)_0 &= (\cos \psi \cos b)_0 \left(\frac{\partial b}{\partial h}\right)_0 \\ \left(\frac{\partial \cos \nu}{\partial h}\right)_0 &= (-\sin \varphi \sin b + \cos \varphi \sin \psi \cos b)_0 \left(\frac{\partial b}{\partial h}\right)_0 \end{aligned} \right\} (14).$$

Dabei ergeben sich folgende Ausdrücke für die Ableitungen von b

$$\left. \begin{aligned} \left(\frac{\partial b}{\partial v}\right)_0 &= 0 \\ \left(\frac{\partial b}{\partial \vartheta}\right)_0 &= \frac{\sin \psi}{\cos^2 \alpha} \\ \left(\frac{\partial b}{\partial \delta}\right)_0 &= -\frac{\sin \psi}{\cos^2 \alpha} \\ \left(\frac{\partial b}{\partial \sigma}\right)_0 &= +\frac{r_y \sin \psi \sin \sigma_y}{r_0 \cos^2 \alpha} \end{aligned} \right\} (13).$$

§ 6.

Herstellung der Differentialgleichungen für kleine Schwingungen.

A. Longitudinale Schwingungen.

Die longitudinalen Schwingungen bestimmen sich aus den Gleichungen I., II., III. des § 4. Abkürzend wollen wir die rechten Seiten dieser Gleichungen resp. mit R_1, R_2, R_3 bezeichnen, sie also in der Form schreiben

I. $J_y \frac{d^2 \delta}{dt^2} = R_1$. II. $M \frac{d^2 X}{dt^2} = R_2$. III. $M \frac{d^2 Z}{dt^2} = R_3$.

Nach Anbringung kleiner Störungen V, Θ, J, j an den Größen des stationären Flugs gehen sie nach (6) über in

1. $J_y \ddot{J} = \left(\frac{\partial R_1}{\partial v}\right)_0 V + \left(\frac{\partial R_1}{\partial \vartheta}\right)_0 \Theta + \left(\frac{\partial R_1}{\partial \delta}\right)_0 J + \left(\frac{\partial R_1}{\partial \sigma}\right)_0 j$
2. $M (\dot{V} \cos \vartheta_0 - \bar{v}_0 \sin \vartheta_0 \dot{\Theta}) = \left(\frac{\partial R_2}{\partial v}\right)_0 V + \dots + \dots$
3. $M (-\dot{V} \sin \vartheta_0 - \bar{v}_0 \cos \vartheta_0 \dot{\Theta}) = \left(\frac{\partial R_3}{\partial v}\right)_0 V + \dots + \dots$

Für den starren Gleitflieger wird, wie aus den Gleichungen I', II', III' des stationären Fluges folgt,

$$\text{a) } \left(\frac{\partial R_1}{\partial v}\right)_0 = \left(\frac{\partial R_2}{\partial v}\right)_0 = 0$$

$$\left(\frac{\partial R_3}{\partial v}\right)_0 = \frac{2 Mg}{\bar{v}_0}$$

Sind elastisch nachgiebige Flächen vorhanden, so wird jedoch $\left(\frac{\partial R_1}{\partial v}\right)_0$ und $\left(\frac{\partial R_2}{\partial v}\right)_0$ im allgemeinen verschieden von Null. Denn es heißt z. B. $\left(\frac{\partial R_2}{\partial v}\right)_0 = 0$ physikalisch: Wenn sich \bar{v}_0 der Größe nach ändert, so ent-

steht doch keine Kraftkomponente in Richtung X . Daß dies für den starren Flieger zutrifft, ist leicht einzusehen: Im stationären Flug hat der Gesamtwiderstand W keine X -Komponente. Durch Änderung der Größe von \bar{v}_0 ändert sich W bloß der Größe, nicht der Richtung nach, hat also auch nach der Störung keine X -Komponente. Beim elastischen Flieger hingegen ändert sich mit v auch die Form resp. Stellung der einzelnen Flächen, also auch die Richtung des Widerstandes; es wird also im allgemeinen eine X -Komponente auftreten. Analoges gilt für $\left(\frac{\partial R_1}{\partial v}\right)_0$.

Auch $\left(\frac{\partial R_3}{\partial v}\right)_0$ erhält dann einen von dem obigen verschiedenen Wert.

Um Formeln zu erhalten, die auch für den elastischen Flieger gültig sind, werden wir diese Glieder einstweilen mitnehmen.

Entsprechend der einfachen physikalischen Bedeutung von $\Theta - J$, die schon zu Beginn des § 5 besprochen wurde, besteht eine enge Verwandtschaft zwischen den Koeffizienten von Θ und J :

$$\text{b) } \left(\frac{\partial R_1}{\partial \vartheta}\right)_0 = -\left(\frac{\partial R_1}{\partial \delta}\right)_0 \quad \text{dagegen} \quad \left(\frac{\partial R_2}{\partial \vartheta}\right)_0 \leq -\left(\frac{\partial R_2}{\partial \delta}\right)_0;$$

$$\left(\frac{\partial R_3}{\partial \vartheta}\right)_0 = -\left(\frac{\partial R_3}{\partial \delta}\right)_0$$

beim starren Gleitflieger ist

$$\left(\frac{\partial R_2}{\partial \vartheta}\right)_0 + \left(\frac{\partial R_2}{\partial \delta}\right)_0 = Mg.$$

(Fortsetzung folgt.)

Die Weiterentwicklung der Flugtechnik.

Vortrag, gehalten im Verein Deutscher Flugtechniker, Berlin, von Baumeister **Gustav Lilienthal**.

Zwei Ursachen haben den Erfolg der dynamischen Flugapparate zeitigt.

Einmal die Entdeckung der Tragwirkung gewölbter Flächen und dann die Ausbildung der Benzinmotoren.

Die gewölbten Flächen in der Verwendung als Gleitflieger, welche mein Bruder und ich zuerst bauten, sollten für uns nur die Richtigkeit unserer Luftwiderstandsmessungen beweisen, und diese Versuche sollten als beendet gelten, als gerade bei dem letzten Versuch am 10. August 1896 dies Ende durch den Tod meines Bruders besiegelt wurde.

Wir hielten diese Übungen immer nur für ein Durchgangsstadium und haben oft genug, wenn wir vom Regen überrascht unter den Flügeln auf den Stöllner Höhen uns lagerten, die Möglichkeit des Fliegens mit einem leichten Motor besprochen.

Mein Bruder glaubte aber auch, daß die Anbahnung eines Sports mit Gleitfliegern zu einer Erwerbsquelle gemacht werden könnte. Er war daher unermüdlich in seinem Bestreben, eine immer größere Sicherheit in den Sprüngen zu erreichen, und oft gelang es ihm, auf 300 m Entfernung in dieselben Fußstapfen auf dem Kartoffelacker zu landen. Einige Sprünge habe ich bis 350 m gemessen, ja ein junger Mann, welcher zur Hilfeleistung gelegentlich mitgenommen wurde und recht leicht war, kam noch einige Dutzend Meter weiter, indem er elegant noch einige Bäume überflog.

Wie diese Gleitflüge zu unsern Messungen sich verhalten, werde ich jetzt zeigen.

Ich muß hierzu zunächst die Kräftewirkung der gewölbten Fläche näher erklären, damit diejenigen Herrschaften, welche sich hiermit noch nicht beschäftigt haben, meinen weiteren Auseinandersetzungen folgen können.

Die dem Wind ausgesetzte Fläche erhält einen anderen Druck, als wenn dieselbe Fläche mit der Geschwindigkeit des Windes in ruhiger Luft vorwärts bewegt wird.

Während z. B. die horizontal gelagerte Fläche in ruhiger Luft horizontal vorwärts bewegt einen Luftdruck erhält von 38% des Drucks bei senkrechtem Auftreffen des Luftstroms, welcher aber in einem Winkel von 4° nach rückwärts, also entgegen der Bewegungsrichtung, geneigt ist, erhält dieselbe Fläche, dem Winde von gleicher Geschwindigkeit ausgesetzt, einen Luftdruck von 52% des Normaldruckes. Dieser Druck ist aber genau senkrecht zur Fläche, also auch zur Bewegung gerichtet. Es tritt also im ersten Fall eine Hemmung ein, im zweiten Fall wird die Bewegung nicht gehemmt.

Diese Erscheinung schien uns so wunderbar, daß wir mit Hilfe der Gleitflieger uns noch besonders darüber Klarheit verschaffen wollten, ob bei größeren Flächen dieselbe Wirkung eintreten würde.

Die Kräftewirkung stellt sich nun folgendermaßen:

Gleitflug.

Fläche 14 qm, Wind 6 m, Fluggeschwindigkeit 5 m, relative Geschwindigkeit also 11 m. Fallhöhe 18 m, Länge 300 m. Winkel der Flugbahn 4° abwärts. Gewicht 105 kg.

Der Luftwiderstand ist dann	$14 \cdot 11^2 \cdot 0,52 \cdot 0,13 = 114$ kg
Dies ergibt einen Vertikaldruck	$= 114 \cdot \cos 4^\circ = 113$ »
Der treibende Druck ist	$114 \cdot \sin 4^\circ = 7,45$ kg
Der Stirnwiderstand von 9 qm Fläche	$0,9 \cdot 11^2 \cdot 0,5 \cdot 0,13 = 6,71$ »
Das Körper- und Flugzeuggewicht	<u>105</u> »
ergibt einen Überschuß von	<u>0,74</u> kg <u>8</u> kg
	treibend tragend.

Es ist also sowohl treibend als tragend noch ein geringer Überschuß an Kraft vorhanden, es können also während des Fluges noch einige störende Einflüsse des sich ändernden Windes und Veränderung der Gleichgewichtslage eintreten, welche durch diese Überschüsse noch überwunden werden können.

Aber auch für die modernen Flugzeuge stimmen die Meßresultate mit den Tatsachen überein.

Ich betrachte zu diesem Zweck den Drachenflieger Wright. Bei der doppelten Anordnung der Tragflächen kann man dieselben nicht in ganzer Ausdehnung in Ansatz bringen. Ich schätze dieselben gleichwertig mit einer einfach angeordneten Fläche von 43 qm. (Der Zweidecker Wright hat ca. 50 qm.)

Das Gewicht einschließlich zweier Passagiere betrug ca. 580 kg. Die Geschwindigkeit ist 17 m pro Sekunde.

Die Stirnwiderstandsfläche nehme ich mit 1,6 qm an, bestehend aus der Fläche der Steifen, des Motors und des Körpers zweier Personen. Die Lage des Apparates ist horizontal angenommen.

Der Luftwiderstand ist dann	$43 \cdot 17^2 \cdot 0,38 \cdot 0,13 = 613$ kg
Der hebende Druck ist dann	$\cos 3^\circ \cdot 613 = 612$ kg
Die Hemmung ist	$\sin 3^\circ \cdot 613 = 31,8$ kg
Stirnwiderstand	$1,6 \cdot 17^2 \cdot 0,13 \cdot 0,50 = 29,8$ »
Körper-, Maschinen u. Apparatgewicht	<u>580</u> »
ergibt	<u>32</u> kg <u>61,6</u> kg
	tragend hemmend

Es ist also ein tragender Überschuß von 32 kg vorhanden, welcher zum Ansteigen in größere Höhen verwendet werden kann.

Der hemmende Widerstand von 61,6 kg muß mit einer Geschwindigkeit von 17 m pro Sekunde überwunden werden

$= 10,47$ kg/m. Dies entspricht $\frac{10,47}{75} = \text{rd. } 14$ PS effektiv

oder bei einem Wirkungsgrad der Schraube von 60% ist ein Motor von 23,3 PS effektiver Leistung erforderlich. Die Maximalleistung des Wrightschen Motors beträgt 26 PS. Orville Wright hat mir versichert, daß er noch mit gedrosseltem Motor eine Person mitnehmen kann. Die Rechnung läßt dies wahrscheinlich erscheinen.

Ganz ähnlich gestaltet sich die Rechnung bei dem Vergleich anderer Drachenflieger, nur geben die Apparate, bei denen die Schraube vor den Flächen angeordnet ist, bei der großen Geschwindigkeit, welche dieselben durch die aufgewendeten 50—60 Pferdestärken erzielen, einen unverhältnis-

mäßig großen Überschuß an Vertikaldruck, so daß man annehmen muß, die Fläche hinter der Schraube kommt als tragend überhaupt nicht zur Ausnutzung.

Wie aber nun weiter?!

Habe ich so das Vertrauen zu unseren Messungen begründet, so bin ich wohl auch berechtigt, Vertrauen zu anderen von uns veröffentlichten Versuchsergebnissen zu beanspruchen, welche durch die heutige Flugtechnik jetzt noch nicht benutzt werden.

Es ist dies besonders die von uns zuerst nachgewiesene, den Luftwiderstand verstärkende Schlagwirkung.

Wir bauten als ganz junge Anfänger 1868 einen Schlagflügelapparat, mit dem wir beabsichtigten, natürlich vergebens, in ruhiger Luft senkrecht aufzusteigen. Es war uns nur möglich, unser halbes Gewicht, also 40 kg, durch die äußerste Kraft unserer Beine zu heben, trotzdem erreichten wir mehr als die zwanzigfache theoretische Leistung.

Ein kleiner Apparat wird ihnen jetzt zeigen, daß die Schlagwirkung einen größeren Luftwiderstand hervorruft, als sich theoretisch feststellen läßt. Die an dem Stativ befestigten beiden Flügel werden durch eine Kurbel getrieben und durch Rolle mit Fallgewicht in Bewegung gesetzt.

Ich lasse zunächst nur die Rahmen der Flächen in Bewegung setzen, um den Leergang zu messen. Es werden sieben Auf- und Niederschläge in 8 Sek. ausgeführt. Das Antriebsgewicht ist 4,0 kg. Während nun meine Herren Gehilfen die Rahmen mit der Bespannung versehen, werde ich feststellen, wie groß das Gewicht sein muß, welches die bespannten Flügel mit gleicher Geschwindigkeit bewegen soll. Das errechnete Gewicht muß dem Leerganggewicht hinzugefügt werden.

Die Rechnung stellt sich folgendermaßen.

Die Fallhöhe beträgt 1,14 m in 7 Sek.

Die Größe der Flächen beträgt abzüglich der Flächen des Rahmenwerks 0,81 qm.

Der Weg, den die Endkante der Flügel zurückgelegt, ist 1,164 m.

Die mittlere Geschwindigkeit pro Sekunde ist daher $\frac{1,164 \cdot 2 \cdot 7}{8} = 2,037$ m.

Der Luftwiderstand einer parallel bewegten Fläche beträgt dann $0,81 \cdot 2,037^2 \cdot 0,13 = 0,435$ kg.

Die radial bewegte Fläche erhält aber nun $\frac{0,435}{3} = 0,14$ kg Druck.

Ich setze jetzt mit den angesetzten Flächen den Apparat wieder in Bewegung.

Während das Gewicht für den Leergang 4,0 kg betrug, sind jetzt 15,2 kg erforderlich, um dieselbe Geschwindigkeit zu erzielen. Auf Rechnung des Luftwiderstandes für die Flächen kommen also netto $15,2$ kg — $4,0$ kg = $11,20$ kg. Dies Gewicht multipliziert mit der Fallhöhe $\frac{11,2 \cdot 1,14}{8} = 1,60$ kg/m.

Dividiert man diese Zahl mit dem sekundlichen Weg, welchen der Luftwiderstandsschwerpunkt der Flächen zurücklegt, so erhält man den Druck, welchen die Flächen wirklich erfahren haben. Der Luftwiderstandsschwerpunkt einer radial bewegten Fläche liegt in der Dreiviertelentfernung der Länge vom Drehpunkt. Der Weg, den dieser Punkt in einer Sekunde zurücklegt, ist daher drei Viertel des Weges der Endkante oder $2,03 \cdot \frac{3}{4} = 1,52$ m.

Der Druck auf die Flächen ist also $\frac{1,60}{1,52} = 1,047$ kg in Wirklichkeit gegenüber einem theoretisch ermittelten Druck von nur $0,145$ kg. Derselbe ist also $\frac{1,047}{0,145} = 7,2$ mal so groß.

Angesichts dieser Tatsache ist man wohl berechtigt, in der Berechnung eines Flugzeuges mit Schlagflügeln die theoretischen Luftwiderstände mit einem Koeffizienten der Schlagwirkung zu multiplizieren. Dieser Koeffizient ist nach meiner Erfahrung noch abhängig von der relativen Größe der Geschwindigkeit, und zwar wächst dasselbe gleichmäßig mit dieser Geschwindigkeit. Wie weit die Größe der Flächen

und die Form diesem Koeffizienten beeinflussen, darüber sind meine Versuche noch nicht abgeschlossen.

Ich möchte noch bemerken, daß die Schlagwirkung in bewegter Luft, bei welcher also jeder Schlag ein neues Luftquantum bearbeitet, ein wenig vermindert wird.

Die Erklärung dieser Erscheinung ist teilweise wohl darin zu suchen, daß bei der plötzlichen Änderung der Bewegungsrichtung die Flächen im Anfang der Bewegung eine viel größere Geschwindigkeit erhalten, dadurch, daß Arbeit aufgespeichert wird, während die Kurbel durch den toten Punkt geht. Die Anfangsgeschwindigkeit ist daher bedeutend größer als die mittlere Geschwindigkeit. Der Luftwiderstand wächst aber mit dem Quadrat der Geschwindigkeit. Völlig befriedigend wird die Erscheinung durch die Massenbeschleunigung noch nicht erklärt.

Um aber Schlagflügelapparate für den Menschenflug brauchbar im Wind herstellen zu können, muß vor allen Dingen die Gleichgewichtserhaltung im Wind vollkommen gesichert sein. Die größte Schwierigkeit bietet hierbei die häufige seitliche Abweichung des Windes, durch welche ein seitliches Aufkippen herbeigeführt werden kann. Da derartige Experimente einen Wind von 6 bis 10 m Geschwindigkeit voraussetzen, so kann man hier im Binnenlande oft monatelang warten, ehe solcher Wind ohne Regen oder Schnee weht. Man müßte solche Versuche an der Küste vornehmen.

Die kraftersparende Schlagwirkung berechtigt zu der Annahme, daß es möglich sein wird, Flugzeug mit weit kleineren Motoren auszustatten, als es heute üblich ist, ja, wenn nicht alle Anzeichen trügen, wird unter günstigen Windverhältnissen zeitweilig die Menschenkraft ausreichen, einen Schlagflügelapparat zum Fliegen zu bringen.

Sollte es gelingen, ein noch günstigeres Profil für die Tragflächen zu finden als bisher gebräuchlich, bei welchem die Drucklinie des Luftwiderstandes im Winde nur um 1° nach vorne geneigt ist, also um 1° günstiger als wir schon jetzt nachweisen konnten, so ist der mühelose Segelflug der Vögel endgültig aufgeklärt und die Möglichkeit einer Nachahmung gegeben.

Dieser eine Grad ist »the missing link«, welches uns noch von der Erfüllung des Traumes der Menschheit, »dem mühelosen Segelflug«, trennt.

Hierüber weiter nachzuforschen, ist wohl der Mühe wert. Ein Vorschlag, den ich der Ila machte, der aber leider keine Berücksichtigung fand, ging dahin, einen Preis auszusetzen für einen Drachen, welcher an seiner Schnur möglichst senkrecht steht. Dies heißt doch, eine solche Fläche zu konstruieren, welche, dem Winde ausgesetzt, möglichst wenig zurückgedrückt wird.

Mein Bruder und ich haben schon im Jahre 1876 einen Drachen steigen lassen, welcher nicht nur senkrecht stand, sondern sich noch über uns hinweg gegen den Wind bewegte, leider aber sehr bald aus der Gleichgewichtslage kam. Chanute und Herrig haben diesen Versuch mit Erfolg wiederholt.

Hier scheint »das fehlende Bindeglied« schon gefunden zu sein. Ich habe diesen Versuch so zu wiederholen gesucht, daß sich die Fläche im Gleichgewicht erhalten sollte. Meine Versuchsflächen sind 16 qm groß; Sie werden verstehen, daß es keine leichte Sache ist, bei 10 m Wind solche Flächen zum Steigen zu bringen. Mehrmals rissen die Befestigungsdrähte, mehrfach mußte der Versuch aufgegeben werden nach tagelangem Warten auf stärkeren Wind. Einmal gelang der Aufstieg, der Apparat lag völlig im Gleichgewicht, als wiederum ein Fehler in der Befestigung der Direktionsdrähte einen Sturz herbeiführte. Seitdem liegt der Apparat zum Aufstieg vorbereitet in meiner Werkstatt, und warte ich nur auf einen günstigen Wind und eine geschäftsstille Zeit, zwei Bedingungen, welche sich gleichzeitig schwer erfüllen.

Ich bin fest überzeugt, daß sich noch manche neue Erfahrungen durch derartige Versuche sammeln lassen, welche nicht minder die Flugtechnik fördern werden, wie seinerzeit die Entdeckung der Tragwirkung der gewölbten Flächen.

Um solche Arbeiten gleichmäßiger fördern zu können, sind nicht unerhebliche Mittel und Mitarbeit erforderlich. Dies ist jetzt durch meine Anstellung als Dozent an der Humboldt-Akademie in die Wege geleitet, wodurch ich hoffentlich Gelegenheit haben werde, meiner Ansicht über die er-

forderliche Entwicklung der Flugtechnik weitere Verbreitung zu verschaffen.

Anmerkung. Die Schriftleitung vermag zwar nicht allen Schlüssen des Verfassers zu folgen; sie stellt aber fest, daß bis heute keinerlei Versuchsmaterial vorliegt, das die Lilienthalschen Beobachtungen über die Verbesserung der Tragwirkung durch den Wind widerlegt. Neue Versuche wären hier sehr erwünscht.
Pr.

Neue Flugapparate.

(Mit Tafel III.)

Wie lebhaft überall, namentlich aber in Frankreich, an der Konstruktion neuer Flugapparate gearbeitet wird, kann man daraus ersehen, daß in den letzten 14 Tagen allein auf den Flugfeldern von Issy-les-Moulineaux, Juvisy und Chalons zehn neue Flugmaschinen herausgekommen sind, und sich bei ihren Probeflügen als brauchbar erwiesen.

Der bevorzugte Typ der Konstrukteure ist immer noch der Eindecker, und die meisten neuen Flugmaschinen dieser Art schließen sich in ihrer Bauart den bekannten Typen »Antoinette« und »Blériot« an. Nach den Erfolgen der Eindeckertypen von Santos Dumont und Grade, bei welchen der Führer unter den Tragflächen sitzt, findet auch dieser Typ jetzt Nachahmer.

Eine fast vollständige Kopie des Antoinette-Eindeckers ist der neue Eindecker von Rossel-Peugeot (vgl. Heft 5 Seite 57), der von Reggy Frères konstruiert wurde. Die Abmessungen sind fast die gleichen wie beim Antoinette, bei einer Spannweite von 10,2 m beträgt die ganze Länge des Drachenfliegers 9,3 m. Auch das Anlaufgestell ist wie beim Antoinette eine Verbindung von Anlaufträgern mit Gleitkufe. Statt der pneumatischen Federung des Anlaufgestells wie beim Antoinette-Eindecker, die zu vielen Reparaturen Veranlassung geben soll, wird das Anlaufgestell beim Rossel-Eindecker mittels Spiralfeder abgefedert. Die Betätigung der Höhen- und Seitensteuer erfolgt in ähnlicher Weise wie beim System Voisin; die Steuerflächen selbst sind in gleicher Weise wie beim Antoinette hinter den feststehenden dreieckigen Schwanzflächen angeordnet. Der Antrieb der vor den Tragflächen angebrachten zweiflügeligen Holzschraube, System Reggy, erfolgt direkt mit der Tourenzahl des Motors, einem 7 Zylinder-Gnom-Motor von 50 Ps. (Tafel III, Fig. 1.)

Der Eindecker von Saulnier erinnert in seiner Bauart an den neuesten Typ von Blériot. Beachtenswert ist die Konstruktion der Tragflächen: die vordere Querstrebe derselben ist aus Stahlröhren gebildet, mittels welcher die Tragflächen in einer Muffe drehbar sind. Die hinteren Querstreben der Tragflächen sind an vertikalen Stahlrohren befestigt, die in Führungen am Mittelkörper des Drachenfliegers auf- und abgleiten können. Diese Einstellung erfolgt mittels Spindel und Mutter und zwar ist jede Tragflächenseite mit einer Spindel ausgerüstet, so daß die rechte und linke Tragfläche unabhängig voneinander eingestellt werden können. Durch diese Einrichtung läßt sich also der Einfallwinkel der Tragflächen in gleichem oder verschiedenem Sinne verändern. (Tafel III, Fig. 5 und 6).

Die Steuerflächen, die in ähnlicher Weise wie beim neuen Blériot angeordnet sind, werden durch ein Handrad betätigt, dessen Welle mittels Kardangelenks umgelegt werden kann und dadurch das Höhensteuer betätigt.

Der Antrieb der zweiflügeligen Schraube erfolgt durch einen Darracq-Motor mit zwei liegenden wassergekühlten Zylindern, der bei 1500 Touren ca. 30 PS leistet. (Ähnlich dem Typ von Duteil und Chalmers).

Der Eindecker Albatros von Mallot erinnert in seinem Bau an die ältere Konstruktion von Antoinette, indem, wie bei diesem die Querstabilität durch verstellbare Flächen an der Hinterkante der Tragflächen erreicht wird. Außer dem hinten angebrachten Höhen- und Seitensteuer sind jedoch noch vorn unter den Tragflächen zu beiden Seiten zwei verstellbare vertikale Flächen und eine einstellbare horizontale Fläche, die als Höhensteuer dient, angeordnet. Auch hier ist das Anlaufgestell eine Verbindung von Rädern mit Schlittenkufen, eine Einrichtung, die sich

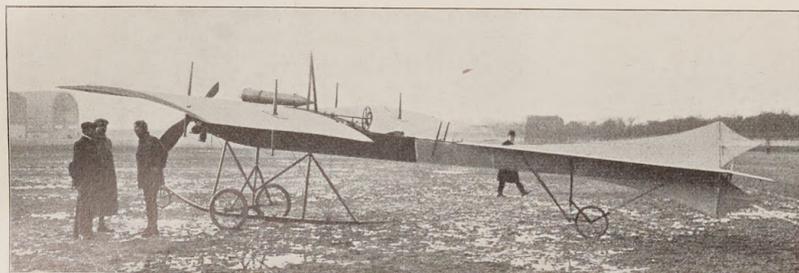


Fig. 1. Eindecker von Rossel-Peugeot (Motor Gnome).

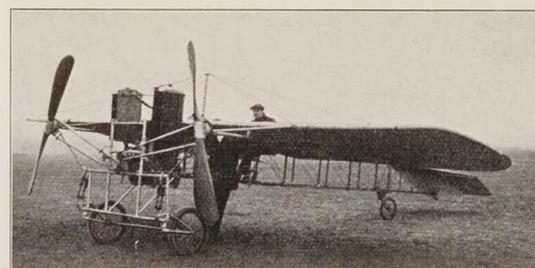


Fig. 2. Eindecker Lioré (Motor Gregoire).

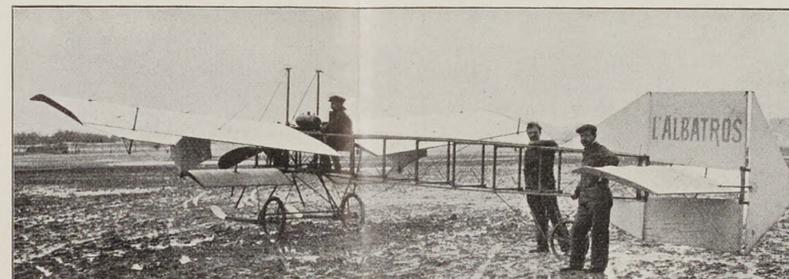


Fig. 3. Eindecker von Mallot (Motor Anzani).

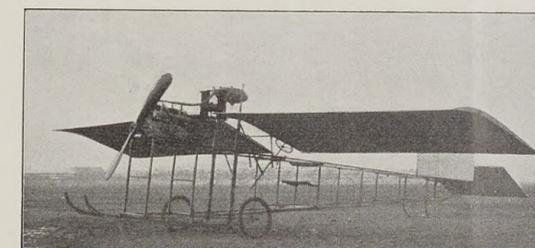


Fig. 4. Eindecker von Lailhacar (Motor Berthaud).

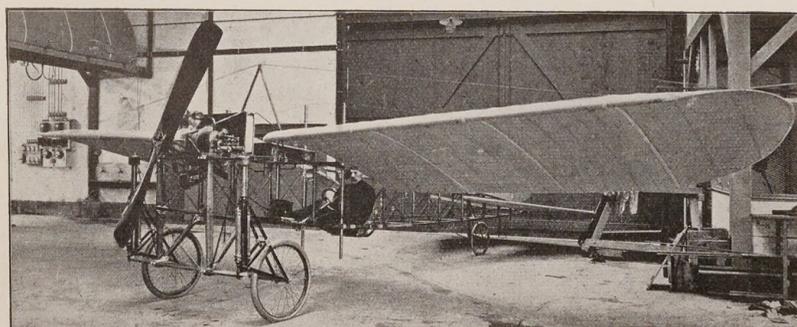


Fig. 5. Eindecker Saulnier, Ansicht von vorn.

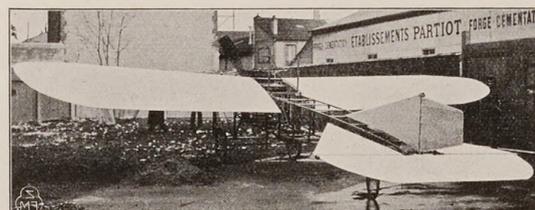


Fig. 6. Eindecker von Saulnier (Motor Darracq).



Fig. 7. Eindecker der 'Société Montgolfier' (Motor Anzani).

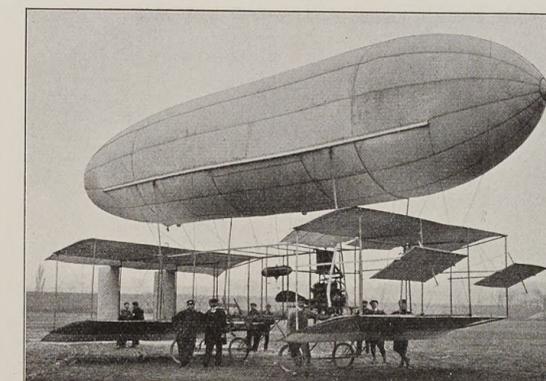


Fig. 8. Zweidecker (Tandem-Biplan) von César, bei den Vorversuchen mit darüber gesetztem Ballon.



Fig. 9. Neuer Zweidecker von Henry Farman (Motor Gnome).

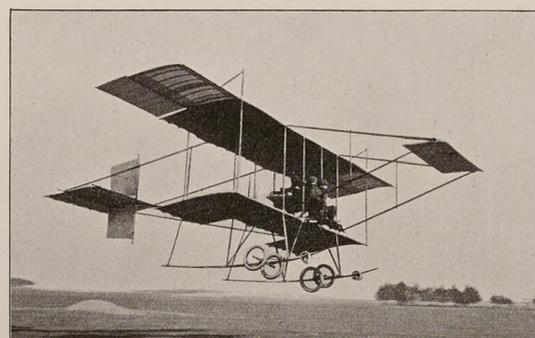


Fig. 10. Der neue Zweidecker Farman im Fluge mit 3 Personen.

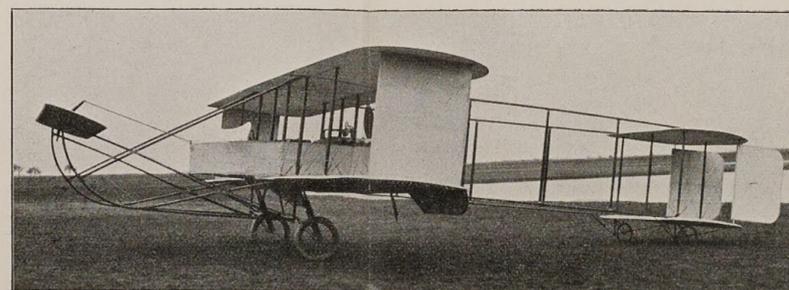


Fig. 11. Zweidecker von Maurice Farman (Motor Renault).

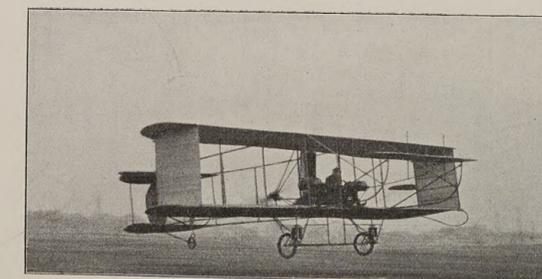


Fig. 12. Zweidecker von Maurice Clément (Motor Clément-Bayard).

mehr und mehr einführt. Dieser Eindecker ist verhältnismäßig klein, da er bei 8 m Länge eine Spannweite von 7,5 m hat. Die Tragfläche beträgt ca. 16 qm. Bei einem Gewicht des Flugapparates von 380 kg ist demnach der qm mit ca. 24 kg belastet. Der Antrieb der vor den Tragflächen angebrachten Holzschraube von Chauvière erfolgt durch einen Dreizylinderluftgekühlten Anzanimotor von 30 PS. (Tafel III, Fig. 3.)

Der Eindecker von Jacques Lailhacar, der mit einem neuen stehenden Vierzylindermotor von Berthaud von 50 PS ausgerüstet ist, weicht durch die Konstruktion des Mittelkörpers von den bekannten Eindeckertypen etwas ab. Dieser Mittelkörper ist verhältnismäßig hoch gebaut und unten mit zwei Gleitkufen ausgerüstet, die an einer hinteren Querverbindung die zwei Anlaufräder tragen. Eine feststehende Schwanzfläche ist nicht vorhanden; als solche dient allein das hinten angebrachte Höhensteuer; vor demselben ist über dem Längskörper das Seitensteuer befestigt. Die Betätigung der Steuer erfolgt in ähnlicher Weise wie bei Blériot durch einen mit Handrad schwingbaren Hebel. (Tafel III, Fig. 4.)

Die Société »La Montgolfière« fabriziert jetzt Eindecker nach dem Typ »Demoiselle« von Santos Dumont. Der Antrieb erfolgt durch einen luftgekühlten Anzanimotor mit zwei V-förmig angeordneten Zylindern. Die Betätigung der Steuer und der Verwindung der Tragflächen erfolgt durch zwei Handhebel. (Tafel III, Fig. 7.)

Lioré, welcher früher Zweidecker konstruiert hatte, ist nun mit einem neuen Eindecker herausgekommen, der sich dadurch wesentlich von dem Blériotyp und anderen Eindeckern unterscheidet, daß zwei Propeller vor den Tragflächen angeordnet sind, die von dem unter den Tragflächen gelagerten Motor mittels Ketten, 1:2 ins Langsame übersetzt, angetrieben werden. Um ohne gekreuzte Kette verschiedenen Drehsinn der beiden Schrauben zu erhalten, ist das eine Kettenrad nicht direkt auf der Motorwelle angeordnet, sondern auf einer Nebenwelle, die durch Zahnräder von der Motorwelle im umgekehrten Drehsinne angetrieben wird. Der Motor, ein Gyp-Motor von Gregoire, leistet 25 bis 30 PS. Die Abmessungen dieses Drachenfliegers sind etwa die gleichen, wie die des Blériot-Eindeckers, nämlich 8,5 Spannweite bei gleicher Länge. Die Versuche ergaben einen sehr guten Wirkungsgrad der ins Langsame übersetzten Propeller. (Tafel III, Fig. 2.)

Von neuen Zweideckern ist namentlich der Zweidecker von Roger-Sommer zu beachten, der sich in seiner Konstruktion dem Zweidecker von Henry Farman anschließt und auch deshalb beachtenswert ist, weil auf eine leichte Demontierbarkeit Rücksicht genommen ist. Hierin wie in der Konstruktion des Anlaufgestells erinnert der Zweidecker von Roger-Sommer an den bereits beschriebenen Zweidecker von Wright mit Anlaufködern. Schon bei seinen ersten Flügen hat sich dieser neue Zweidecker vorzüglich bewährt und soll derselbe später an Hand von Zeichnungen näher beschrieben werden.

Auch Henry Farman hat seinen Zweidecker verbessert und vereinfacht. Während die erste Konstruktion von Farman noch dem Voisintyp sehr ähnlich war, auch bezüglich der Konstruktion der Schwanzflächen, ist jetzt die Schwanzfläche ähnlich wie bei dem erfolgreichen Zweidecker von Curtiß konstruiert. Früher hatte Farman hinten zwei übereinander angeordnete horizontale Flächen und zwei parallele vertikale Flächen, die als Seitensteuer dienten. Jetzt ist nur eine horizontale Schwanzfläche vorhanden und über und unter derselben ist das Seitensteuer angeordnet. Die einstellbaren Flächen zur Erhaltung der Querstabilität sind nur noch an der oberen Tragfläche angebracht. Betätigt werden dieselben in der bisherigen Weise mittels eines quer zur Flugrichtung drehbaren Handhebels, jedoch werden diese Flächen gerade umgekehrt wie bisher eingestellt. Bei der früheren Konstruktion von Farman wurde die Stabilitätsfläche auf der Seite, nach welcher sich der Drachenflieger neigte, nach unten gezogen und hierdurch die Tragfläche auf dieser Seite gehoben. Gleichzeitig aber wurde dadurch der Widerstand dieser Seite erheblich vermehrt und daher die Geschwindigkeit dieser Seite vermindert. Das Heben der einen

Tragflächenseite ist aber namentlich dann nötig, wenn der Flugapparat zum Kurvenflug schräg eingestellt (nach innen geneigt) werden soll. Sollte also beispielsweise ein Kurvenflug nach links erfolgen, so würde die rechte Tragflächenseite angehoben. Durch die Vermehrung des Widerstandes auf der rechten Seite würde dann aber der Drachenflieger nach rechts fliegen, wenn nicht gleichzeitig das Seitensteuer nach links eingestellt wird, und zwar mußte das Seitensteuer so stark verstellt werden, daß der Widerstand auf der linken Seite des Drachenfliegers größer wurde, wie auf der rechten Seite. Diese zweimalige Erzeugung eines Widerstandes aber vermindert entsprechend die Fluggeschwindigkeit, womit ein Sinken des Flugapparates verbunden ist. Bei dem neuen Zweidecker von Farman wird nun umgekehrt die Stabilitätsfläche nach oben gedreht, also auf der Seite des Flugapparates betätigt, welche sich senken soll. Es wird also beim Kurvenflug der Widerstand auf der in der Kurve innen liegenden Seite vermehrt und es braucht dann das Seitensteuer wenig oder gar nicht eingestellt werden. Der Gesamtwiderstand des Drachenfliegers wird daher nur wenig vermehrt und dementsprechend ist die Geschwindigkeitsabnahme gering. Man kann daher diese neue Anordnung von Farman als eine wesentliche Verbesserung bezeichnen. (Tafel III, Fig. 9 u. 10.)

Eine andere Änderung am neuen Farman ist die Anbringung von Rollen an den vorderen Enden der Kufen des Anlaufgestells, durch welche ein Nachvornüberkippen des Drachenfliegers beim Landen verhütet werden soll. Die Verbesserung des Farman-Zweideckers hat sich bei den Probeflügen bestens bewährt und hat Farman in den letzten Tagen mehrere Passagierflüge mit zwei Passagieren, also im ganzen drei Personen ausgeführt. Die Größe der Tragflächen ist die gleiche wie bei dem früheren Typ und beträgt etwa 40 qm. Farman verwendet jetzt fast ausschließlich den Gnomomotor, der jetzt überhaupt der bevorzugte Motor der französischen Flugtechniker ist.

Die »Aviatik G. m. b. H.«, welche vor kurzem in Mülhausen i. E. gegründet wurde, hat von Henry Farman mehrere Zweidecker bezogen, jedoch ohne Motor, da die Gesellschaft »Aviatik« selbst Motoren für Flugmaschinen in Deutschland bauen läßt. Diese Motoren haben vier stehende Zylinder mit Wasserkühlung und leisten 50 PS. Ein mit diesem Aviatik-Motor ausgerüsteter Farman-Zweidecker ist bereits erprobt worden und hat sich sehr gut bewährt. Auch Passagierflüge mit einem Passagier sind Jeannin, dem Piloten der »Aviatik«, bereits mit seinem Farman-Zweidecker gelungen.

In Issy-les-Moulineaux finden zurzeit auch die Flugversuche mit einem neuen Zweidecker von César statt. Diese Versuche sind insofern besonders interessant, als zur Verringerung der Gefahr César über seinem Zweidecker einen kleinen Ballon von ca. 100 cbm Inhalt angebracht hat. Diese Anordnung eines Ballons über der Flugmaschine wurde zuerst von Ruthenberg in Berlin beim Ausprobieren seines Schwingenfliegers im vorigen Jahre versucht und bewährte sich insofern, als alle Versuche ohne jeden Unfall verliefen, da durch den Ballon die Flugmaschine teilweise entlastet war und daher stets mit geringer Geschwindigkeit zur Erde kam. Der Drachenflieger von César kann als doppelter Zweidecker oder Tandem-Biplan bezeichnet werden, da die Schwanzflächen zu normalen Tragflächen ausgebildet sind und dieselbe Größe wie die vorderen Tragflächen haben. César strebt damit an, eine geringe Breite des Drachenfliegers zu erzielen. Bei nur 6 m Spannweite ergeben die beiden Doppeltragflächen 56 qm. Die Länge des Drachenfliegers beträgt 12 m. Bemerkt sei hierbei, daß nach gleichem Prinzip der deutsche Hauptmann Stapf in Meiningen einen Drachenflieger konstruiert hat. Da der Schwerpunkt vor der Mitte liegen muß, ist die vordere Tragfläche ein wenig mehr, als die hintere belastet. Auf einem Gerüst, welches beide Tragflächenpaare verbindet, ist etwas hinter den vorderen Tragflächen der Motor, ein Vierzylinder-Berthaudmotor von 50 PS, und der Kühlapparat angebracht. Etwas vor den hinteren Tragflächen befindet sich der Sitz für den Führer und in der Mitte der Brennstoffbehälter für den Motor. Ganz dicht vor den vorderen Tragflächen sind zwei um horizontale Achsen drehbare Flächen angeordnet, die ähnlich, wie bei dem Zweidecker von Blériot als Höhen-

steuer wirken, wenn sie in gleichem Sinne gedreht werden, in verschiedenem Sinne eingestellt jedoch zur Erhaltung der Querstabilität dienen. Das Gewicht des Drachenfliegers beträgt mit gefüllten Behältern und einer Person besetzt ca. 480 kg; der kleine Ballon von 100 cbm kann also, wenn man das Gewicht der Ballonhülle berücksichtigt, etwa den fünften Teil des Gewichtes der Flugmaschine tragen.

Auch Maurice Farman, der Bruder von Henry Farman, ist mit einem neuen Zweidecker herausgekommen. Dieser Zweidecker ist dem Voisintyp sehr ähnlich, indem auch hier vertikale Flächen zwischen den Tragflächen angebracht sind und die Betätigung der Steuer durch ein Handrad wie bei Voisin erfolgt. Die Querstabilität wird durch einstellbare Flächen an der unteren Tragfläche in ähnlicher Weise wie beim früheren Typ von Henry Farman bewirkt und ähnlich wie bei diesem ist auch die doppelte Schwanzfläche mit den zwei Seitensteuern gebaut, nur sind die hinteren Ecken abgerundet. Der Motor bei diesem Zweidecker ist ein luftgekühlter Motor von Renault mit 8 V-förmig angeordneten Zylindern, der 50 PS leistet. Die zweiflügelige Schraube, welche einen Durchmesser von ca. 3 m hat, wird mittels Zahnradgetriebes im Verhältnis 1:2 ins Langsame übersetzt angetrieben. Bei einer Breite von 12 m ergeben die Tragflächen 50 qm; die ganze Länge des Drachenfliegers beträgt 14 m. (Tafel III, Fig. 11.)

In Issy-les-Moulineaux ist vor kurzem auch der Zweidecker von Maurice Clément herausgekommen, der gleich bei seinen Probeflügen gut flog. Auch dieser Zweidecker erinnert an den Voisintyp und hat etwa die gleichen Abmessungen; bei 11,6 m Spannweite ca. 50 qm Tragfläche. Der Vierzylinder-Clément-Bayard-Motor mit Wasserkühlung leistet ca. 40 PS. (Tafel III, Fig. 12.)

Auch die Spa-Automobilwerke in Turin haben jetzt einen Zweidecker für Mario Faccioli herausgebracht. Bemerkenswert an demselben ist die Anordnung des Höhensteuers, das wie bei den meisten Eindeckertypen an den Schwanzflächen angebracht ist. Der Vortrieb erfolgt durch zwei zweiflügelige Schrauben, die in einer Achse liegen, so zwar, daß die Welle der vorderen Schraube als Hohlwelle ausgebildet ist, und die Welle der hinteren Schraube aufnimmt. Die Wellen haben natürlich entgegengesetzten Drehsinn. Durch den Fortfall des weit ausladenden vorderen Höhensteuers und den geringen Abstand der Schwanzflächen von den Tragflächen ist dieser Zweidecker sehr kurz und beträgt die Länge nur ca. 4 m bei 6,7 m Spannweite. Als Zweidecker ist dieser Drachenflieger auch verhältnismäßig leicht, da er nur ca. 250 kg wiegt. Einige kurze Flüge sind mit demselben bereits gelungen.

Bei einem Probeflug in Hammondsport, N. Y., führte A. L. Pfitzner kürzlich einen neuen Eindecker vor, der mit einer neuen Stabilitätseinrichtung versehen ist. Diese besteht aus zwei auf Führungen unter den äußeren Tragflächenenden verschiebbaren Flächen, welche vom Führersitz aus durch Hebel betätigt werden können. Die Lageveränderung dieser Flächen kann den Drachenflieger ebenso in die Gleichgewichtslage bringen, wie dies die Verwindung der Flächen bei den Wright-Apparaten bewirkt.

Von neuen deutschen Drachenfliegern sei der Eindecker des Majors von Parseval erwähnt, der gegenwärtig in der Fliegerhalle am Plauersee in Mecklenburg montiert wird. Das Gerüst dieses Eindeckers ist aus Stahlrohren zusammengesetzt; die Spannweite beträgt 14 m, die Länge ca. 8 m. Dieser Drachenflieger ist mit einem Daimlermotor von 100 PS ausgerüstet. Ende des Monats dürften die Flugversuche mit diesem Eindecker über dem Plauersee beginnen. Es sei noch bemerkt, daß der Drachenflieger mit Schwimmkörpern ausgerüstet ist.

Ein anderer deutscher Eindecker ist der von Fritz Conrad in Berlin, der gegenwärtig auf dem Flugfeld in Johannisthal montiert wird. Dieser Eindecker hat zwei Propeller vor den Tragflächen, die mittels Zahnradern von einem 35 PS Motor angetrieben werden.

Der Drachenflieger der Siemens-Schuckertwerke, der von dem Schweizer Ingenieur Bourcartt konstruiert und an dem sehr lange gearbeitet worden ist, ist vor kurzem fertiggestellt worden. Auf dem Bornstedter Felde

bei Potsdam fanden am 10. und 11. März die ersten Flugversuche statt, die zunächst sehr günstig verliefen. Bei einem Passagierflug mit zwei Personen unter der Führung des Monteurs Rauh stürzte der Drachenflieger jedoch aus einer Höhe von 10 m ab, wobei sich der Flugapparat seitlich überschlug. Der Führer Rauh, welcher unter den Motor zu liegen kam, erlitt einen Schenkelbruch; seine beiden Passagiere kamen mit geringen Verletzungen davon.

Auch der bekannte Motoren-Ingenieur Boris Loutzky hat einen Drachenflieger konstruiert, der in den Werkstätten der Daimlerwerke in Untertürkheim bei Stuttgart gebaut wurde. Bei den ersten Flugversuchen, die am 10. ds. Mts. in der Nähe der Fabrik auf einem Felde vorgenommen wurden, funktionierte der Drachenflieger zunächst sehr gut; bei einem späteren Versuch stürzte jedoch auch dieser Drachenflieger, wobei der Propeller brach und die Steuerung beschädigt wurde. Der Führer, der Konstrukteur selbst, wurde zum Glück nicht verletzt.

Auch der von der deutschen Militärverwaltung gebaute Drachenflieger, System Hoffmann, konnte noch nicht zum Fliegen gebracht werden. Nach den bereits früher gemeldeten Versuchen auf dem Tempelhofer Felde wurden vor kurzem neue Versuche angestellt, doch wurde auch hierbei der Drachenflieger durch Streifen des Erdbodens kurz nach dem Start beschädigt. Nach erfolgter Reparatur soll dieser Drachenflieger nach dem Truppenübungsplatz Döberitz gebracht werden und wird dann Hauptmann de la Roi die Flugversuche fortsetzen.

Gelungene Flugleistungen sind dagegen vom neuen Drachenflieger von August Euler in Frankfurt a. M. zu melden. Euler, welcher die Konstruktion Voisin für Deutschland erworben hatte, und zunächst nach diesem System Drachenflieger baute, hat jetzt ein eigenes System herausgebracht, einen Zweidecker, den man als verbesserten Voisintyp bezeichnen kann. Bei einer Breite von 10 m ergeben die Tragflächen ca. 43 qm Fläche. Die Länge des Zweideckers beträgt 9 m. Der Motor, ein luftgekühlter Rotationsmotor, leistet 50 PS und treibt die zweiflügelige Schraube von 2,6 m Durchmesser direkt an. Das Gewicht dieses Zweideckers beträgt unbesetzt und mit leeren Behältern ca. 240 kg. Die Querstabilität erreicht Euler durch Verwinden der Tragflächen.

Sportliche Nachrichten.

Euler flog am 12. März auf dem Darmstädter Übungsplatz mit seinem Zweidecker von 5 Uhr 47 Minuten bis 6 Uhr 18 Minuten nachmittags in einer durchschnittlichen Höhe von 75 m. Einige Male ging er bis zu 120 m in die Höhe. Einmal ging Euler von 90 m Höhe bis auf 10 m Höhe im Gleitfluge herunter und stieg wieder in die Höhe.

Van den Born, ein früherer Rennfahrer, der erst seit kurzer Zeit das Fliegen übt, führte am 2. März mit einem Farman-Zweidecker einen Überlandflug aus von Châlons nach Reims und zurück.

Rougier hat am 9. März nachmittags einen wunderbaren Flug über dem Mittelländischen Meer ausgeführt, das er schon einige Male von Monaco nach Kap Martin überflogen hat. Rougier stieg mit einem Voisin-Zweidecker in Monaco um 5 Uhr nachmittags zu seinem vierten Übermeerflug auf, wendete sofort gegen das Meer und nahm, nachdem er in drei Kreisen 800 m Höhe erreicht hatte, die Richtung nach Kap Martin. Über dem Kap wendete er, übersetzte in einer Höhe von mehr als 1000 m den Col de la Turbie und umflog das ca. 900 m hohe Gebirgsplateau, um dann wieder nach dem Aufstiegsplatze zurückzufliegen, auf dem er glatt landete. Die größte bei dem Flug erzielte Höhe war über 1200 m. Der Flug hatte 29 Minuten gedauert.

Vom 28. März bis 7. April findet in Florenz eine Flugwoche statt. Rougier und Cager haben mit Voisin-Zweideckern gemeldet, ferner Guyot mit Blériot-Eindecker. Von Italienern haben gemeldet: Faccioli mit seinem S. P. A.-Biplan, Cobianchi, Grasso und da Zara.

Auf dem Flug- und Sportplatz Berlin-Johannisthal entwickelt sich ein immer regeres Leben. Bei günstigem Wetter finden dort täglich Flugversuche und Übungen der



Van den Born kreuzt auf seinem Überlandflug die Eisenbahn.

Flieger statt; Drachenflieger der verschiedensten Konstruktion sind in 14 Schuppen untergebracht. Die Direktion hat sich deshalb entschlossen, den Flugplatz für den täglichen Besuch von 8 Uhr vormittags bis zur Dunkelheit zu öffnen.

Der Flug- und Sportplatz Berlin-Johannisthal hat für die vom 10. bis 16. Mai stattfindende Berliner Fliegerwoche bereits vorläufige Dispositionen für die Preise und das Programm getroffen. Es wurden vorgesehen:

1. Eine Anzahl täglicher Preise für die ersten an jedem Tage zurückgelegten Rundflüge von je 9 km.
2. Dauerpreise für die längsten Einzelflüge während der Dauer der Konkurrenz.
3. Ein Preis für die größte Summe aller während der Flugwoche durchflogenen Distanzen.
4. Höhenpreis.
5. Passagierpreis.
6. Manövrierverpreis für das Überfliegen und Unterfliegen von drei in 15 m Höhe und in bestimmten Abständen voneinander gespannten Schnüren.
7. Landungspreis für die beste Landung auf oder in der Nähe einer markierten Ziellinie.
8. Preis für den kürzesten Auslauf bei einer Landung aus einer Höhe von 15 m.

Außerdem finden während der Woche die Wettbewerbe um den Lanzpreis der Lüfte und den Bleichröderpreis statt.

Der Bleichröderpreis 1910 besteht aus einem ersten Preis von 10000 M., gegeben von Dr. James von Bleichröder, und einem zweiten Preis von 1000 M., gegeben vom K. A. C. Er ist offen für alle Flugzeuge mit deutschen Führern. Die Bewerber müssen die Flugbahn in Johannisthal während einer Berliner Flugwoche, dreimal mit zwei Zwischenlandungen vor der zweiten und vor der dritten Runde umfliegen. Während jeder Zwischenlandung muß der Flieger mindestens eine Minute an derselben Stelle anhalten, und

es dürfen während dieser Zeit außer dem Führer nur zwei weitere Personen behilflich sein. Sieger sind die Führer derjenigen Apparate, die die vorgeschriebenen Bedingungen in der kürzesten Zeit erfüllen. Als Minimalzeit sind jedoch hierfür 15 Minuten festgesetzt.

Mit Rücksicht darauf, daß erfahrungsgemäß der Wind in unseren Gegenden gegen Abend abflaut, so daß die zu einer früheren Stunde unternommenen Flüge häufig eine bessere Leistung darstellen als die späteren, sollen nach einer besonderen Berechnung die Flugleistungen um so höher bewertet werden, je eher sie nach dem ausgeschriebenen Beginn der täglichen Flüge unternommen werden.

(Nach der B. Z.)

Patentschau.

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen:

Einspruch bis 9. April 1910.

77 h. J. 11027 Flugmaschine mit elastischen, durch eine Kurbelwelle und Schubstangen angetriebenen Schlagflügeln. Albert Klemens Just, Forst i. L. 18. 9. 08. — 77 h. M. 34969. Flugfläche mit stoßfreiem Eintritt. Motorluftschiff-Studiengesellschaft m. b. H., Berlin-Reinickendorf. 9. 5. 08. — 77 h. Z. 5970. Luftschraube mit dem Luftdruck entsprechend sich selbsttätig einstellenden Flügeln. Theodor Zeise, Altona, Friedensallee 7/9. 23. 10. 08.

Einspruch bis 13. April 1910.

77 h. H. 46371. Steuervorrichtung für Drachenflieger. Joseph Hofmann, Genf.

Patent-Erteilungen:

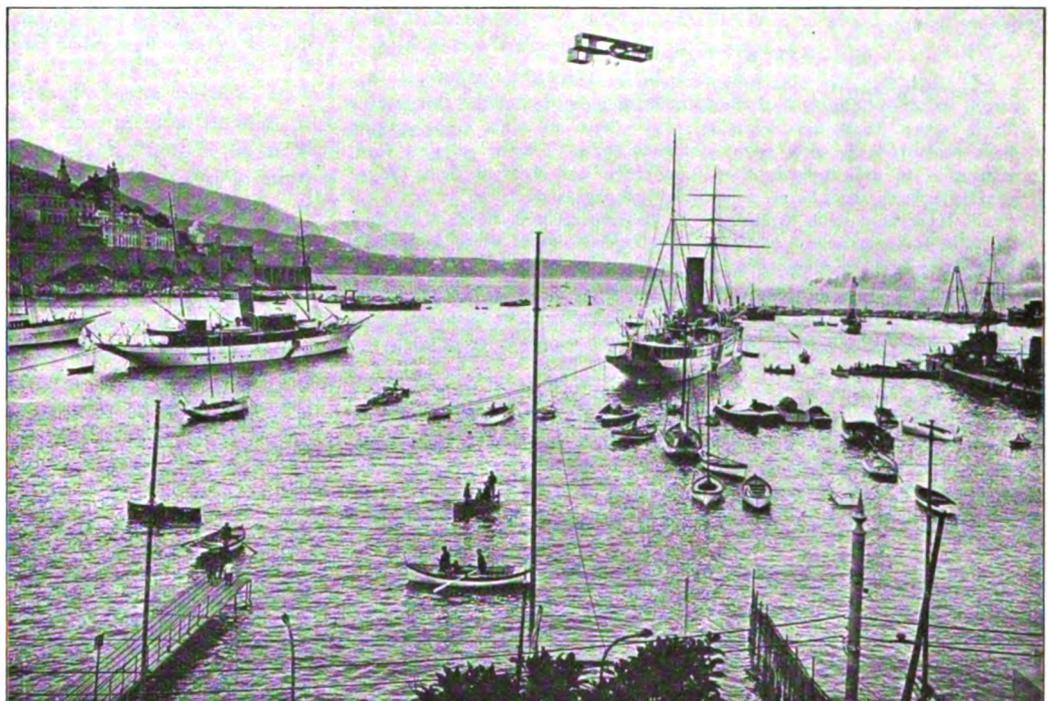
218384. 77 h.

Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft in Berlin.

Lagerung des Maschinenfundaments in Luftschiffgondeln.

Bei der Konstruktion von Luftschiffgondeln muß vor allen Dingen auf möglichste Gewichtersparnis gesehen werden. Die notwendige Folge davon ist, daß man sich bei dem Gondelgerüst mit einer verhältnismäßig geringen Festigkeit begnügen und etwaige Verbiegungen der Gondel beim Landen auf unebenem Gelände in den Kauf nehmen muß. Formänderungen des Gondelgerüsts dürfen jedoch die in der Gondel aufgestellten Maschinengruppen nicht schädlich beeinflussen; vielmehr muß an die Lagerung der Maschinen die Anforderung gestellt werden, daß sich die Lage der Maschinenteile gegeneinander bei Formänderungen des Gondelgerüsts nicht ändert.

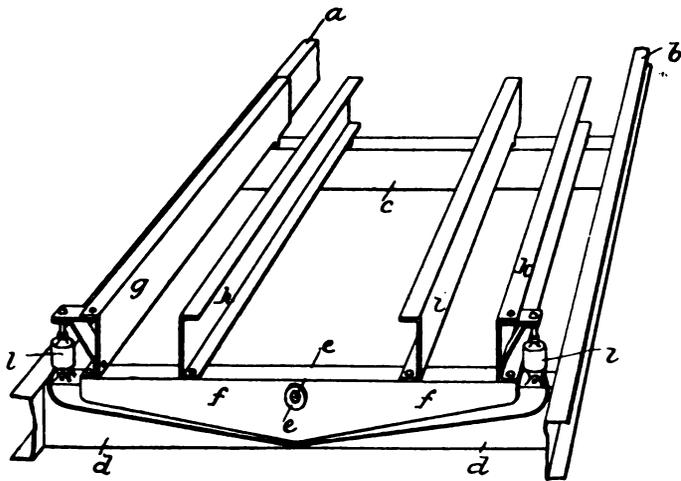
Gegenstand der Erfindung ist eine Lagerung der Maschinenfundamente, bei der das Fundament so angeordnet ist, daß es durch die



Rougier im Flug von Monaco nach Kap Martin.

Formänderungen des Gondelgerüsts nicht in Mitleidenschaft gezogen wird. Dieser Erfolg wird nicht durch eine Verstärkung des Gondelgerüsts, sondern durch nachgiebige Lagerung des Fundamentrahmens erzielt. Der Fundamentrahmen liegt an seinem einen Ende mit Schneiden auf einem mit dem Gondelgerüst starr verbundenen Träger; das andere Ende des Rahmens ist mit einer Schwinge verbunden, die um eine im Gondelgerüst gelagerte, zu dem ersterwähnten Träger parallele Achse frei drehbar ist. Erfährt nun das eine Ende des Trägers, auf dem die Schneiden aufliegen, eine Neigung, wobei das aufliegende Ende des Fundamentrahmens verdreht wird, so kann sich das andere Ende des Fundamentrahmens vermöge der freien Drehbarkeit der Schwinge entsprechend einstellen, so daß der Fundamentrahmen selbst keine Formveränderung erleidet, sondern eben bleibt. Der Querträger, auf dem die Schneiden ruhen, kann leicht so stark ausgeführt werden, daß er selbst keine Formänderung erfährt, wenn das Gondelgerüst deformiert wird. Die Schneiden werden also stets auf einer Geraden liegen. Da nun praktisch angenommen werden kann, daß die um einen Zapfen dehbare Schwinge den Gondelrahmen nur in einem Punkt berührt, so ist ersichtlich, daß der Fundamentrahmen stets eben bleibt, da durch einen Punkt und eine Gerade stets eine Ebene gelegt werden kann.

Die Erfindung ist in der Zeichnung veranschaulicht. *a, b* sind zwei Längsträger, *c* und *d* zwei Querträger des Gondelgestells. *g, h, i, k* sind die den Fundamentrahmen bildenden Träger, die mit Schnei-



Zu Nr. 218384.

den auf dem Querträger *c* aufrufen. Das andere Ende der Träger *g, h, i, k* ist mit der Schwinge *f* verschraubt, die um die im Querträger *d* gelagerte Achse *e* drehbar ist.

Um ein Hin- und Herpendeln des Fundamentrahmens *g, h, i, k* zu verhüten, sind zwischen ihm und den Querträger *d* Puffer *l* eingeschaltet, die durch einen Luft- oder Flüssigkeitskatarakt die Erschütterungen dämpfen.

Patent-Ansprüche:

1. Lagerung des Maschinenfundaments in Luftschiffgondeln, dadurch gekennzeichnet, daß die das Fundament bildenden Träger an ihrem einen Ende mit Schneiden auf einen mit dem Gondelgerüst starr verbundenen, sich nicht deformierenden Träger gelagert sind, während sie am anderen Ende an einer um eine zu dem Träger parallele Achse drehbaren Schwinge befestigt sind.

2. Lagerung nach Anspruch 1, gekennzeichnet durch zwischen den Fundamentrahmen und das Gondelgerüst geschaltete Puffer zur Dämpfung der Schwingungen.

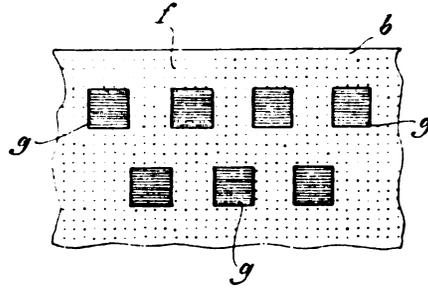
219235. 77 h. Rudolf Schulze, Leipzig. Luftschiff mit Ballonett. — Die Energie gespannter Luft von Ballonetts soll beim Auslassen der Luft aufgespeichert werden, um zum Wiederauffüllen der Ballonetts zu dienen.

219440. 77 h. Karl Sieck, Rendsburg. Ballonstoff aus Metallblechen mit dazwischen befindlichem Faserewebe. — Dünne Aluminium- oder Kupferbleche (*b*) werden auf beide Seiten eines Gewebes aufgewalzt, gleichmäßig fein gelocht und die Löcher (*f*) zur Verbindung der Bleche durch das Gewebe hindurch mittels galvanischen Niederschlages geschlossen. (*g*) sind Aussparungen der Bleche.

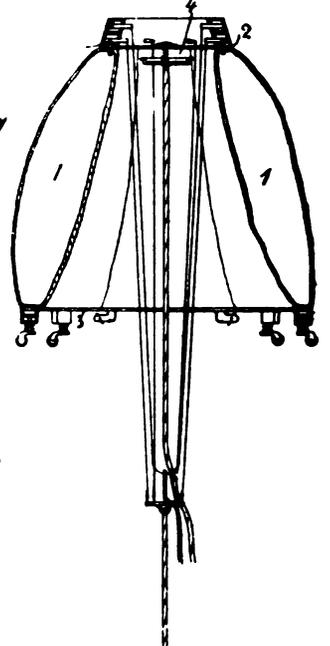
219441. 77 h. Johannes Mink, Leipzig. Fallschirm. — Zwei schirmartige Hüllen sind so übereinandergelegt, daß der in Schotten geteilte Zwischenraum (*1*) Traggas aufnehmen kann. Ein oberer (*2*) und ein unterer Rahmen (*3*) geben dem Ganzen Halt und dienen zur Befestigung von Aufhängevorrichtungen. (*4*) ist ein Ventil zur Fallregelung.

219442. 77 h. Dr. Paul Gans-Fabrice, Garmisch. — Vorrichtung zum Verändern der Schräglage von Luft-

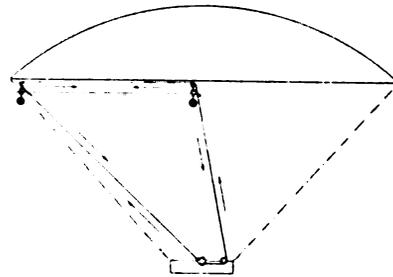
schiffen mit flachem Querschnitt durch Verschieben von Gewichten am Tragkörper. — Die in bekannter Weise durch Verschiebung von Gewichten auf radialen Bahnen hervorgerufene Schrägstellung von Kalottenballons wird durch Verschiebung von Laufgewichten längs der Peripherie ausgeglichen.



Zu Nr. 219440.



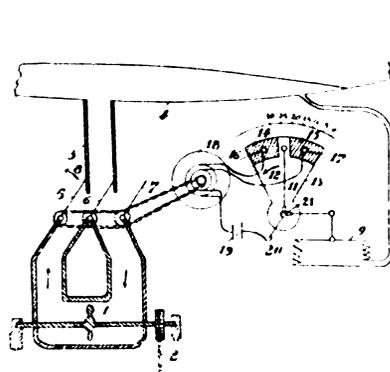
Zu Nr. 219441.



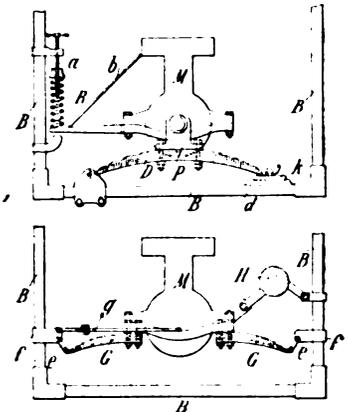
Zu Nr. 219442.

219599. 77 h. Dr. Wilhelm Eisenlohr, Karlsruhe. Verfahren zum Absaugen und Einlassen von Gas bei Luftschiffen — Überschüssiges Wasserstoffgas des Tragkörpers wird über Palladium geleitet, um von diesem absorbiert und nach Erhitzung des Palladiums wieder abgegeben werden zu können.

219600. 77 h. A. Jouvencau, Brüssel. Vorrichtung zur selbsttätigen Regelung des Luftdruckes in Ballonetts — Das mit dem Ballonett (*4*) in Verbindung stehende Manometer (*9*) überträgt seine Bewegung auf eine Schaltungsvorrichtung (*1, 2*), die den Strom für einen Hilfsmotor (*13*) positiv, null, negativ schaltet. Der Hilfsmotor betätigt die Klappen (*5-7*), die mit dem Ballonettschlauch (*3*) in Verbindung stehen, und zwar so, daß die in einer Richtung laufende Ventilatorschraube (*1*) das Ballonett füllt oder entleert. Bei zwei Ballonetts werden entweder die Kontaktvorrichtungen miteinander verbunden, wenn die Spannung in beiden Ballonetts gleich bleiben soll, oder es werden zur Erhaltung einer bestimmten Schräglage des Luftschiffes die Kontaktvorrichtungen mit Hilfe von durch Pendel oder Kreisel zu beeinflussenden Planetengetrieben gegeneinander verstellt.



Zu Nr. 219600.



Zu Nr. 219601.

219601. 77 h. A. Clément, Levallois-Perret (Frankreich). Elastische Aufhängung der Motoren in den Gondeln an Luftschiffen und Flugmaschinen. — Das Drehmoment des in seiner Achse gelagerten Motors *M* wird von einer Feder *R* aufgenommen, um die durch Schwankungen des Drehmoments infolge Fehlzündung etc. auftretenden Vibrationen zu dämpfen. Die Lagerung kann zu demselben Zweck über Blattfedern *D* bzw. *G* erfolgen und die Feder *R* durch eine Bremse *H* ersetzt sein.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR
DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER
FLUGTECHNIKER

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

16. April 1910.

Heft 7.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlins«.

INHALT:

Einige für die Flugtechnik wichtige Beziehungen aus der Mechanik. Von Professor L. Prandtl in Göttingen. (Schluß.) S. 73.
Der Parseval-Ballon. Von Dr.-Ing. Major v. Parseval. (Mit Tafel) S. 76.

Versuche von G. Eiffel zur Feststellung des Wertes und des Angriffsmittelpunktes des Luftwiderstandes auf gewölbten Flächen. Von G. Eiffel. S. 80.
Ausstellungsberichte. S. 81. — Sportliche Nachrichten. S. 83.
Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 84.

Einige für die Flugtechnik wichtige Beziehungen aus der Mechanik.

Von Professor L. Prandtl in Göttingen. (Schluß.)

Es gilt jetzt noch darzutun, einerseits, welches die Gesetze der Oberflächenreibung sind, andererseits, durch welche Umstände die Wirbelbildungen bestimmt werden, von denen der Formwiderstand herrührt. Beides hängt, wie sich zeigen wird, innig miteinander zusammen.

Wie einwandfreie Versuche (besonders solche über den Durchfluß durch Kapillaren) erwiesen haben, haftet die äußerste Flüssigkeitsschicht, die in Berührung mit dem festen Körper ist, an diesem, d. h. macht seine Bewegungen völlig mit. Alle Reibung zwischen einem festen Körper und einem flüssigen ist demnach auf Reibungsvorgänge innerhalb der Flüssigkeit zurückzuführen. Man sieht leicht ein, daß bei geringer Zähigkeit zwar die Reibungswirkung in der freien Flüssigkeit verschwindend klein sein kann, daß aber in einer oft winzigen dünnen »Grenzschicht« an der Körperoberfläche, wo sich, gerade durch die Wirkungen der Zähigkeit, ein Übergang von der allein durch die Druckdifferenzen beherrschten Geschwindigkeitsverteilung in der freien Flüssigkeit zu der Körpergeschwindigkeit vollzieht, die Reibungskräfte wegen des schroffen Geschwindigkeitsabfalls merklich werden. Das Gesetz für diese Reibung ist wenig einfach; weder gilt die Proportionalität mit der Fläche noch die mit einer einfachen Potenz der Geschwindigkeit. Das erstere ergibt sich leicht aus folgender Überlegung: In einem Flüssigkeitsstrom stehe eine Platte parallel zur Strömungsrichtung. Die innerhalb der »Grenzschicht« befindlichen Flüssigkeitspartien werden in ihrer Bewegung längs der Platte durch die Reibung verzögert;

stellt man dicht hinter die Platte, genau in ihre Verlängerung eine zweite Platte (Fig. 13), so wird diese von der Strömung nicht mehr voll getroffen, wie die erste Platte, sondern sie steht in der durch die erste Platte verzögerten Strömung und wird deshalb weniger Reibung erfahren als die erste; der Widerstand ist also nicht mit der Gesamtfläche, sondern schwächer gewachsen! Die wirklich statthabenden Gesetzmäßigkeiten sind bis jetzt nicht genügend erforscht, es scheinen sich indes Formeln von der folgenden Art einigermaßen zu bewahren:

$$W_R = k \cdot b \cdot l^n \cdot w^m + 1$$

(k ein von der Dichte und Zähigkeit sowie von der Rauigkeit der Oberfläche abhängiger Koeffizient, b Breite, l Länge der Fläche, n ein Exponent, der zwischen 0,5 und 1 liegt und von der Rauigkeit und von der Luftunruhe [Turbulenz] abhängt.) Für den theoretischen Fall einer vollkommen glatten Fläche ist $n = 0,5$, für eine Fläche mit groben Rauigkeiten $n = 1,0$; im letzteren Fall handelt es sich um eine Art Formwiderstand, deshalb tritt hier auch das für Formwiderstände geltende Gesetz in Kraft. Für die glatten Flächen der Praxis scheint bei größeren Geschwindigkeiten $n = 0,8 - 0,85$ zu sein.

Die durch die Reibung verzögerte Grenzschicht gibt nun auch Anlaß zu der Wirbelbildung, die den Formwiderstand hervorbringt. Verfolgt man die Bewegung der Grenzschicht näher, so findet man, daß da, wo irgendwelche Ursachen vorhanden sind, durch die die Flüssigkeitsströmung längs der Körperoberfläche beschleunigt

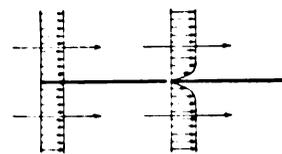


Fig. 13.

wird, auch die Teilchen der Grenzschicht mit beschleunigt werden. Wo aber Ursachen für eine Verzögerung vorliegen, also z. B. bei einem Druckanstieg längs der Körperoberfläche, werden die Teilchen der Grenzschicht, die durch die Wirkung der Reibung einen Teil ihrer lebendigen Kraft eingebüßt haben, eher zur Umkehr gezwungen als die Teilchen der freien Flüssigkeit. Die so entstehende Gegenströmung in der Grenzschicht hat zur Folge, daß an einer Stelle das Material der Grenzschicht sich aufstaut und ziemlich schnell, einen Wirbel bildend, in die freie Flüssigkeit eindringt (vgl. Fig. 14). Der Wirbel zieht dann

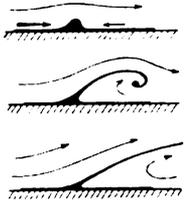


Fig. 14.

mit der Strömung fort und hinterläßt am Körper eine Ablösung der Strömung von der Oberfläche, die nun dauernd bestehen bleibt. Hinter der Trennungsschicht ist die Flüssigkeit meist in unregelmäßig wirbelnder Bewegung. In weiterer Entfernung vom Körper löst sich diese Schleppe (Fig. 15) in einzelne Wirbel auf.



Fig. 15.

Die Theorie dieser »Ablösung« ist noch sehr wenig ausgebildet. Das einzige, was man bisher mit Bestimmtheit aussagen kann, und was an sich schon recht wertvoll ist, ist das, daß Ablösungen immer nur an solchen Stellen entstehen können, wo die Flüssigkeit längs der Wand in verzögerter Bewegung strömt, also der Druck in der Strömungsrichtung ansteigt. (Durch die Ausbildung der Ablösung wird natürlich die Druckverteilung geändert, im Zusammenhang damit auch meist die Ablösungsstelle etwas verschoben.)

Mittels dieses Satzes läßt sich z. B. sofort zeigen, daß ein »Stauhügel« von der Art, wie ihn Lößl und andere vor dem Körper annehmen, niemals entstehen kann. Zunächst sei alles in Ruhe. Setzt sich nun entweder der Körper oder die Luftmasse in Bewegung, so muß zunächst, da die Luftreibung außerhalb der Grenzschicht keine Rolle spielt, überall sonst drehungsfreie Bewegung eintreten (es gibt für einen vorgegebenen Körper und eine bestimmte vorgegebene Bewegungsrichtung nur eine einzige Art von drehungsfreier Bewegung!); diese kann nur durch aus der Grenzschicht entsandte Wirbel abgeändert werden. Auf der Vorderseite des Körpers ist nun zunächst an dem Punkt, wo



Fig. 16.

die Luftteilchen zuerst mit dem Körper in Berührung treten (Δ in Fig. 16), die Geschwindigkeit Null, der Druck ein Maximum. Von hier aus sinkt der Druck nach allen Seiten ab, es ergibt sich also eine beschleunigte und deshalb glatte Abströmung ohne irgendwelche Abweichungen von der drehungsfreien Bewegung. Ein anderes Bild ergibt sich an der Hinterseite des Körpers. Die drehungsfreie Bewegung würde hier einen dem vorderen Teilungspunkt genau entsprechenden Vereinigungspunkt der Strömung mit einem Druckmaximum von der gleichen Höhe verlangen. Diese Bewegung kann aber nach dem Vorhergehenden nicht lange bestehen; es entwickeln sich Wirbel, welche das zweite Druckmaximum zum Verschwinden bringen. Der Formwiderstand kann demnach als das Resultat dieses verschiedenen Verhaltens von Vorder- und Hinterseite betrachtet werden.

Wie groß die Wirbel werden, und um wieviel der Druck sich absenkt, darüber sagt die Theorie heutzutage noch nichts aus. Nur so viel kann gesagt werden, daß sich beim Vorhandensein von Kanten oder Abrundungen von kleinem Radius die Ablösung regelmäßig an diese heftet und die Wirbel sehr merklich werden, während bei sehr sanften Abrundungen die Wirbel wesentlich kleiner ausfallen oder sogar ausbleiben können; ferner zeigt sich, daß die Druckabsenkung um so größer wird, je größere Ablenkung der abgelöste Strom auf seinem freien Wege erfährt, um so kleinere, je gerader er fließt.

Sehr wichtig ist noch die Bemerkung, daß sowohl die Ablösungsstelle als auch der Strömungszustand im Wirbelgebiet stark davon abhängig ist, ob die Luft — wie z. B. bei der Bewegung eines Körpers in ruhiger Luft — in glatter Strömung an der Ablösungsstelle ankommt, oder ob, wie etwa beim natürlichen Wind, der voller innerer Unruhe ist, in der ankommenden Luft schon Wirbel enthalten sind. Im letzteren Falle werden die Druckabsenkungen im Wirbelgebiet merklich größer, was sich in einem größeren Widerstand im natürlichen Wind gegenüber dem in ruhender Luft ausspricht.

4. Versuche. Wenn ich nun im folgenden von den Versuchen über den Luftwiderstand sprechen werde, so will ich im Zusammenhang damit auf einige Dinge hinweisen, die leider nicht immer genügend beachtet worden sind, und wodurch manche mühsam durchgeführten Versuche sehr an Wert verloren haben.

Der Widerstand besteht nicht bloß aus den Überdrücken auf der Vorderseite, die durch das »Beiseiteschieben der im Wege stehenden Luft« entstehen, sondern ganz wesentlich auch aus Saugwirkungen (oder auch dem Ausfallen von Druckwirkungen) auf der Rückseite der Körper. Wie falsch es ist, den Widerstand allein auf die Vorderseite zu beziehen und also Körper mit gleichem Vorderende als für den Luftwiderstand gleichwertig anzusehen, das wird sehr schön an einigen Versuchen von Eiffel¹⁾ (Fallversuche am Eiffelturm) ersichtlich. Eiffel ermittelte den Luftwiderstand einer senkrechten zur Bewegungsrichtung stehenden Kreisscheibe, dann dreier Kreiszylinder vom selben Durchmesser (d) und einer Höhe (h) gleich dem halben, dem einfachen und dem anderthalbfachen Durchmesser, und erhielt besonders für den letzteren (den längsten) eine erheblich niedrigere Widerstandsziffer:

für	$h = 0$	$\frac{1}{2}d$	d	$\frac{3}{2}d$
wurde $\psi =$	0,56	0,57	0,55	0,405

Die Zahlen sehen sehr merkwürdig aus und wurden auch in Veröffentlichungen bereits angezweifelt. Ich habe deshalb in der Göttinger Modellversuchsanstalt Vergleichsversuche anstellen lassen, die in überraschend guter Weise die Eiffelschen Werte bestätigen. Es ergaben sich für die gleichen vier Fälle die Zahlen

$$\psi = 0,55 \quad | \quad 0,59 \quad | \quad 0,55 \quad | \quad 0,395$$

Eine Erklärung für dieses Verhalten kann so gegeben werden, daß in den ersten drei Fällen ein einziger großer Wirbelring die Mantelflächen und die Hinterfläche einhüllt und hierdurch eine starke Saugwirkung hervorgebracht wird (Fig. 17). Im letzteren

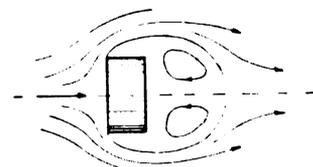


Fig. 17.

¹⁾ G. Eiffel, Recherches expérimentales sur la resistance de l'air, Maretheux, Paris 1907.

Fall (beim längsten Zylinder) aber zerfällt der Wirbelring in zwei, einen längs der Mantelfläche und einen davon getrennten nur schwach saugenden an der Hinterfläche (Fig. 18).

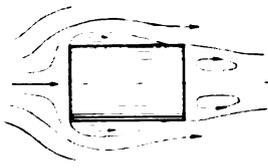


Fig. 18.

Eine andere Versuchsreihe von Eiffel bezieht sich auf zwei hintereinander angebrachte gleich große Kreisscheiben (also sogenannten Zylinder ohne Mantelfläche). Der Abstand a wurde ganz entsprechend gleich dem halben, einfachen und anderthalbfachen Durchmesser gewählt; die Widerstandsziffern, bezogen auf die Fläche einer Scheibe, ergaben sich

für $a =$	0	$\frac{1}{2}d$	d	$\frac{3}{2}d$
zu $\psi =$	0,56	0,55	0,485	0,42

Der Widerstand nimmt also mit zunehmender Entfernung und daher scheinbar zunehmender Möglichkeit, daß auch die hintere Scheibe von einem Teil des Luftstroms getroffen wird, nicht zu, sondern ab. Die Abnahme kann nun so erklärt werden, daß die hintere Scheibe den Wirbelring, der sich an die erste Platte heftet, mit zunehmender Entfernung mehr und mehr zerschneidet und in zwei harmlosere, d. h. schwächer saugende zerlegt. Daß bei noch größerer Entfernung

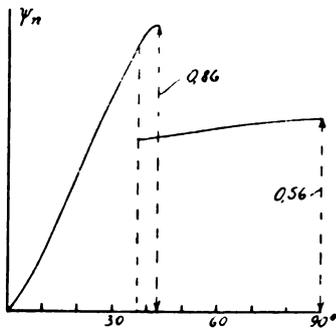


Fig. 19.

zwischen beiden Platten der Widerstand wieder zunimmt, daran ist nicht zu zweifeln.

Im Zusammenhang mit dem Vorstehenden mag noch ein sehr merkwürdiges, aber unzweifelhaft festgestelltes Ergebnis von Widerstandsmessungen an einer quadratischen Platte mitgeteilt werden, die in der Göttinger Anstalt ausgeführt worden sind. Es wurde der resultierende

Widerstand in seiner Abhängigkeit von dem Neigungswinkel der Plattenebene gegen den Luftstrom ermittelt. Der Verlauf ist in Fig. 19 dargestellt; es zeigen sich zwei getrennte Kurvenzüge, die übereinandergreifen; von 38 bis 42° gibt es zwei Werte des Luftwiderstands, die man nach Wahl erhalten kann, indem man die Platte von kleineren oder von größeren Winkeln kommend auf einen Punkt des Gebiets einstellt. Die beiden Widerstandswerte entsprechen zwei grundverschiedenen Wirbelgebilden auf der Rückseite, auf die schon Professor Ahlborn, dessen prächtige Strömungsbilder bekannt sind, ausdrücklich hingewiesen hat.¹⁾ Dem größeren Widerstand entspricht eine Form mit zwei von den Seitenkanten des Quadrats ausgehenden Wirbelzöpfen, dem kleineren eine Art unsymmetrischer Wirbelring.

Es ist klar, daß alle diese merkwürdigen Beobachtungen mit Theorien, die nur die Vorgänge auf der Vorderseite zu fassen suchen, nicht erklärt werden können.

Ich wende mich dem Widerstand von Ballonkörpern zu und will vorweg erklären, wie die Trennung in Oberflächen- und Formwiderstand vorgenommen werden kann. Zunächst gedanklich: man zerlege die Resultante auf jedem Flächenelement in eine Komponente senkrecht zum Flächenelement und in eine in die Tangential-

ebene fallende. Dann ist die Resultante der ersteren (R. der Normalkräfte) der Formwiderstand, die der letzteren (der Tangentialkräfte) der Reibungswiderstand; der Gesamtwiderstand ist die Summe der beiden. Bei den Beobachtungen läßt sich die Trennung so vollführen: man kann einerseits durch Kraftmessung mit einer Waage den Gesamtwiderstand messen, andererseits kann man die Druckverteilung, die sich um den Körper herum einstellt, durch Anbohrungen des hohl ausgeführten Körpers oder auch mittels einer an die Körperoberfläche angelegten Sonde bestimmen, und aus dieser Druckverteilung den Formwiderstand rechnerisch oder zeichnerisch ermitteln¹⁾; der Reibungswiderstand ergibt sich dann als Unterschied zwischen dem Gesamtwiderstand und dem Formwiderstand.

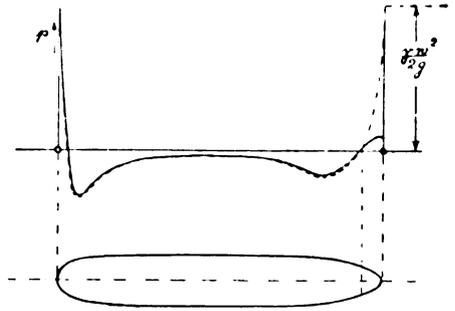


Fig. 20.

Um einige Zahlenwerte anzugeben, wähle ich aus unseren Göttinger Messungen ein Modell, für das wir auch den Druckverlauf der idealen drehungsfreien Flüssigkeitsbewegung mittels hydrodynamischer Ansätze berechnet haben. Die Verhältnisse sind in Fig. 20 dargestellt; die ausgezogene Linie bedeutet die gemessenen, die punktierte die gerechneten Drücke. Wie man sieht, weichen beide nur in einem kurzen Endstück von einander ab, wo die Wirbel ansitzen. Die Ermittlung des Widerstandes nach Fußnote¹⁾ zeigt Fig. 21.

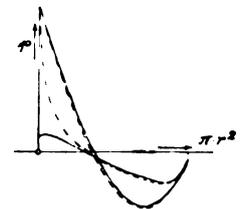


Fig. 21.

Bezeichnet ψ die Widerstandsziffer für den Gesamtwiderstand ($= \psi F \frac{\gamma w^2}{g}$), ψ_1 die des Formwiderstandes und ψ_2 die des Reibungswiderstandes, bezogen auf die Fläche des größten Querschnitts (Hauptspants), so ergab sich — bei einer Länge des Modells von 1, ... m und einer Geschwindigkeit von 9,5 m/sk: $\psi = 0,061$, $\psi_1 = 0,0263$, $\psi_2 = 0,0347$. Der Formwiderstand ist demnach etwa der 21ste Teil des Widerstandes einer kreisförmigen Platte von der Größe des Hauptspants, also eine bereits sehr deutliche Annäherung an den Widerstand Null in der idealen Flüssigkeit. Der Reibungswiderstand, der hier größer als der Formwiderstand ausgefallen ist, nimmt, wie schon erörtert wurde, bei Vergrößerung der Abmessungen und beim Anwachsen der Geschwindigkeit langsamer zu als der Formwiderstand, so daß er bei der großen Ausführung wohl hinter letzterem zurücktreten dürfte. Wenn trotz dieser günstigen Verhältnisse — die sich sicher noch weiter verbessern lassen, die Motorluftschiffe unverhältnismäßig große Widerstände zeigen, so liegt dies vor allem an dem Tauwerk und den anderen über den Körper des Luftschiffs vorragenden Teilen, die

¹⁾ Diese Ermittlung kann bei Umdrehungskörpern zeichnerisch so gemacht werden, daß man die Drücke als Ordinaten zu den Flächeninhalten der zugehörigen Parallelkreise als Abszissen aufträgt. Der Flächeninhalt der Figur ist dann der Formwiderstand. Es ist nämlich, wenn $y = f(x)$ die Gleichung der Meridiankurve ist, der Beitrag eines Kreisringstreifens von dem Radius y und der Breite ds gleich $2\pi y \cdot ds \cdot p \sin \alpha$, wo α die Neigung der Tangente mit der x -Achse ist. Nun ist $ds \sin \alpha = dy$, also der Beitrag gleich $2\pi y dy \cdot p = p d(\pi y^2)$. Der gesamte Formwiderstand ist demnach $W_1 = \int p dz$, wo $z = \pi y^2$ ist.

¹⁾ F. Ahlborn, Jahrbuch der Schiffbautechn. Gesellschaft 1909, S. 372. Siehe auch 1904, S. 417 und 1905, S. 63.

eine gegenüber dem Schiffskörper unverhältnismäßig hohe Widerstandsziffer haben und daher sehr ins Gewicht fallen (die Widerstandsziffer für Seile usw., die senkrecht zur Windrichtung sind, ist etwa $\psi = 0,57$). — Bei den Modellversuchen besteht übrigens eine ganz ähnliche Schwierigkeit darin, daß der Widerstand der Haltevorrichtungen bei Modellen mit geringem Eigenwiderstand ganz erheblich in Betracht kommt. Bei den Göttinger Versuchen wurde dieser Widerstand gesondert beobachtet und in Abzug gebracht.

Bezieht man den Reibungswiderstand statt auf den Hauptspant unter Anwendung der gleichen Formel auf die von der Luftströmung bestrichene Oberfläche O (wobei von der gesamten Oberfläche die von Wirbeln eingehüllten Teile abzurechnen sind):

$$W_2 = \chi \frac{O \gamma w^2}{g},$$

so erhält man in der Größe χ eine — allerdings noch mit der Länge und mit der Geschwindigkeit etwas veränderliche — Widerstandsziffer für die Oberflächenreibung. Für unser Modell ergibt sich etwa $\chi = 0,0015$. Frank¹⁾ erhielt bei geringerer Länge (0,5 m) und auch geringeren Geschwindigkeiten $\chi = 0,00244$, einen Wert, der zwar an sich etwas zu hoch sein dürfte (s. u.), aber im übrigen deutlich die Veränderlichkeit von χ in dem von der Theorie geforderten Sinne ergibt.

Bei den Versuchen spielt der Zustand der Luft eine ganz wesentliche Rolle. Daß die Widerstandsziffern für den natürlichen Wind größer gefunden werden als für Bewegung in ruhender Luft, wurde schon erwähnt. Ordnet man die an sich sehr abweichenden Widerstandsziffern der älteren Autoren für den Widerstand von senkrecht von der Luft getroffenen ebenen Platten, von kleineren zu größeren Werten ansteigend, so zeigt sich, daß man es, beginnend mit Fallversuchen in einem geschlossenen Raum, also mit der denkbar ruhigsten Luft, mit einer aufsteigenden Reihe von wachsender Luftunruhe zu tun hat. Bei den Versuchen mit Rundlaufapparaten wird das Objekt fortwährend von neuem durch die eben aufgerührte Luft hindurchgeführt; dazu tritt eine der Arbeit von Ventilatorflügeln ähnliche Pumpwirkung.²⁾ Man wird also nur für verhältnismäßig sehr kleine Objekte am Rundlauf zuverlässige Werte erhalten.

Gegen die Pendelversuche nach Art der Frankschen bestehen zwei Bedenken, einmal, daß das Pendel sich fortwährend im »Kielwasser« des vorherigen Durchgangs, also in einer gegenläufigen Luftströmung bewegt, ferner, daß keine gleichförmige Bewegung, sondern ein fortwährendes Beschleunigen und Verzögern eintritt, wodurch abnorme Verhältnisse hervorgebracht werden können; die Frankschen Werte sind denn auch, so weit Vergleiche vorhanden sind, sämtlich zu groß. Die Versuchszahlen der Göttinger Anstalt, wo in einem maschinell erzeugten Luftstrom gearbeitet wird, der aber durch eine Reihe von Leitvorrichtungen beruhigt und vergleichmäßig ist, schließen sich gut an die Fallversuche von Eiffel an, die zwar in freier Luft, aber nur an ruhigen Tagen gemacht sind; die Beruhigung des Luftstroms der Göttinger Anstalt erweist sich demnach als ausreichend.

Von den Versuchen im natürlichen Wind verdienen besondere Beachtung die von O. Lilienthal an ebenen und gewölbten Flächen. Lilienthal findet, daß die Luftkräfte des natürlichen Windes mit denjenigen übereinstimmen, die bei Bewegung der Fläche (auf den Rund-

lauf) erhalten werden, falls man für letztere den Angriffswinkel um 3° größer nimmt. Lilienthal drückt dies so aus, daß der Wind unter einem Winkel von 3° nach oben gerichtet sei. Wörtlich genommen würde das der Kontinuität widersprechen, es ist aber wohl auch nur in dem obigen Sinne gemeint. Hätte man etwa eine Fläche gefunden, für die die Luftwiderstandsresultante in ruhiger Luft nur um 2° gegen die Senkrechte zur Bewegungsrichtung nach rückwärts geneigt wäre, so würde sie im natürlichen Wind um 1° nach vorwärts geneigt sein, wenn Lilienthal recht behält. Das würde ein Weiter-schweben ohne Kraftaufwand ermöglichen, wie man leicht sieht. Ein solcher Zustand würde, wie nebenbei bemerkt werden möge, dem Energiegesetz nicht widersprechen, da die Möglichkeit vorliegt, aus der Energie der inneren Unruhe der Luftströmung einen Teil auf die bewegte Fläche zu übertragen.¹⁾ Gute Versuche in dieser Richtung wären von großem Interesse. Dabei müßte auf eine geeignete Wahl des Ortes — eine möglichst vollkommene Ebene — großes Gewicht gelegt werden. Ein im Rücken des Beobachters befindlicher Hügel, oder auch nur ein Waldrand kann starke aufsteigende Komponenten der Windbewegung zur Folge haben.

Daß die Widerstände bei raschem Wechsel der Geschwindigkeit oder der Bewegungsrichtung, also z. B. beim Flügelschlag, gänzlich andere Werte annehmen können wie bei gleichförmiger Bewegung, ist nach unseren Auseinandersetzungen über das Zustandekommen des Widerstandes durch die Wirbelbildung nicht verwunderlich. Es entstehen eben bei kurzen rhythmischen Schlägen ganz andere, meist viel größere Wirbel als bei der gleichförmigen Bewegung; dementsprechend sind auch größere Widerstände zu erwarten. Umfassende Versuche hierüber stehen noch aus, dürften allerdings bei guter Durchführung nicht ganz leicht sein.

Zusammenfassung. Den mannigfaltigen zum Teil merkwürdigen Besonderheiten der Luftwiderstandsgesetze, wie sie durch die neueren Versuche aufgedeckt wurden, vermag die in Nr. 1 bis 3 auseinandergesetzte »hydrodynamische« Theorie des Luftwiderstandes in durchaus befriedigender Weise gerecht zu werden. Besonders ist darauf hinzuweisen, daß die Quelle der Widerstände nicht in den Vorgängen vor dem Körper, sondern in den hinterhalb auftretenden Wirbeln liegt. Die Gestaltung der rückwärtigen Teile des Körpers hat deshalb in vielen Fällen mehr Bedeutung für den Widerstand als die der vorderen. Durch geeignete Gestaltung läßt sich der Widerstand von Luftschiffkörpern u. dgl. nahe an den theoretischen Wert Null heranziehen. Alle Theorien, die den Widerstand allein auf die Vorgänge auf der Vorderseite zu gründen suchen, müssen zu unrichtigen Resultaten führen und sind deshalb zu verwerfen. Von großem Einfluß auf die Widerstandswerte ist die größere oder kleinere innere Unruhe (Turbulenz) der Luft. Die Widerstände bei raschem Geschwindigkeitswechsel (Flügelschlag) weichen erheblich von denen bei gleichförmiger Bewegung ab.

Der Parseval-Ballon.

Vortrag von Dr.-Ing. Major A. v. Parseval.

(Mit Tafel IV, Fig. 1 bis 23.)

Der Entwurf des Parseval-Ballons stammt aus dem Jahre 1902. Damals wurde das Schiff noch in den Hauptteilen Ballon und Gondel ausgeführt. Zu einer

¹⁾ Aus einer vollkommen gleichförmigen Luftströmung könnte natürlich nicht andauernd Energie auf einen in ihr befindlichen Körper übertragen werden.

¹⁾ Zeitschrift d. Ver. deutsch. Ing. 1908, S. 1521.

²⁾ Die Verhältnisse bei Rundlaufversuchen sind von R. Knoller in einem Aufsätze »Gesetze des Luftwiderstandes« in der »Flug- und Motortechnik«, 3. Jahrg. (1909), Nr. 21 u. 22, eingehend behandelt.

Fertigstellung gelangte es jedoch nicht und die Versuche ruhten mehrere Jahre. Erst als im Jahre 1905 eine neue Gondel mit einem zuverlässigeren Motor eingebaut war, konnte das Schiff im Frühjahr und Sommer 1906 beim Luftschifferbataillon in Berlin vorgeführt werden. Zu der Zeit standen so gut wie keine Erfahrungen zur Verfügung und die Versuche brachten anfangs eine ganze Reihe kleinerer Fehlschläge. Indessen zeigte das Schiff schon damals die guten Eigenschaften, die es noch heute charakterisieren: eine gute Fahrgeschwindigkeit, Stabilität und gute Lenkbarkeit nach den Seiten sowohl wie nach oben und unten und eine Widerstandsfähigkeit bei den Landungen, durch welche allein die Durchführung der Versuche ermöglicht wurde.

Im November 1906 wurde das System von der Motorluftschiff-Studiengesellschaft angekauft. Jetzt war Gelegenheit, in Ruhe und mit entsprechenden Mitteln alle Einzelheiten sorgfältig durchzubilden und dadurch die Betriebssicherheit zu schaffen, die man von einem Luftschiff unbedingt verlangen muß.

Geändert hat sich in der Zwischenzeit außer einer Anzahl kleiner Verbesserungen hauptsächlich die Form des Ballons. Diese ähnelt nunmehr einem Fische; sie hat wie dieser einen kurzen stumpfen Kopf und ein langes spitz auslaufendes Hinterteil. Es ist öfter die Frage gestellt worden, warum das Schiff vorn nicht spitz ist. Die Versuche haben ergeben, daß eine kurze Spitze keinen Vorteil bringt, und daß eine lange scharfe Spitze den Ballon unstabil macht. Die gewählte Form vereinigt den Vorteil eines geringen Luftwiderstandes mit einer guten Stabilität; doch müssen am Hinterteil trotzdem noch besondere Stabilierungsflächen angebracht werden, welche Schwankungen bei der Fahrt abdämpfen, wie es bei den Federn eines Pfeiles der Fall ist. Sie bestehen aus zwei horizontalen Flächen links und rechts und einer vertikalen Fläche unter dem Ballon. (Tafel IV, Fig. 1.)

Diese Flächen sind aus Rahmen von Stahlrohr gebildet und auf beiden Seiten mit Stoff überzogen. (Tafel IV, Fig. 16.)

Durch eine Art Maul, welches sich bei der Fahrt dem Winde entgegen öffnet, strömt Luft zwischen die Stoffwände und spannt dieselben straff aus, so daß der Stoff nicht flattern kann und die Flächen als feste Steuer wirken.

Im Innern des Ballons sind zwei große Luftsäcke, und zwar an den beiden Enden. Dieselben können mittels eines Gebläses und einer entsprechenden mit Ventilen versehenen Schlauchleitung nach Bedarf mit Luft gefüllt werden. Wird der Ballon anfangs mit Gas gefüllt, so liegen sie fast leer am Boden der Hülle. Verliert der Ballon aber Gas, d. i. durch Abkühlen oder Ventilziehen oder Undichtigkeit, so wird entsprechend Luft hineingeblasen und der Gaskörper bleibt äußerlich stets ganz, prall, voll. Dabei kann man ihn leicht so stark aufblasen, daß alle Falten verschwinden und der Ballon stramm und gerade wird, und es ist möglich, die schwere Gondel an ihm aufzuhängen, ohne daß er sich verzicht. Die Luftsäcke haben aber eine zweite wichtige Aufgabe zu erfüllen. Durch sie wird die Schrägstellung des Ballons bewirkt, indem ein Sack mehr als der andere gefüllt wird: auf diese Weise wird das Schiff auf- und abwärts gelenkt. Will man z. B. aufwärts fahren, so wird der hintere Sack stärker gefüllt und die Spitze stellt sich hoch. Dann fährt der Ballon unter dem Druck der Luftschaube von selbst in die Höhe. Ist es dabei zufällig einmal etwas zu schwer, so schadet das nicht. Der bei der Fahrt entstehende Wind strömt gegen die Unterseite des Ballonkörpers und drückt ihn in die Höhe. Auf diese Weise kann man Gewichtsunterschiede von mehreren 100 kg ausgleichen. (Tafel IV, Fig. 1 und 13.)

Um die Luft nach Bedarf in die Säcke lenken zu können, hat jeder Sack eine Einströmklappe und ein Ausströmventil, die Zuleitungen können durch eine Leine geöffnet und geschlossen werden. Die Auslässe öffnen sich von selbst, sobald der Druck im Gasraum das zulässige Maß überschreitet. Doch können sie auch noch durch eine besondere Zugleine geöffnet werden. Auf diese Weise kann die Luft aus den Säcken entweichen, wenn das Gas im Ballon sich ausdehnt. Sind aber die Säcke leer geworden und das Gas dehnt sich nun noch weiter aus, so müßte der Ballon platzen. Deshalb ist die Einrichtung getroffen, daß die obere Seite der Säcke durch eine Anzahl Leinen mit einer Schlußleine verbunden ist, die am Rücken des Ballons innen entlang läuft. Diese Schlußleine geht über drei Rollen am Gasventil, welche so angeordnet sind, daß das Ventil sich öffnet, sobald die Leine straff wird. Dabei kann die Leine immer noch von einem Luftsack zum anderen hin und her gleiten; es kann dadurch ein Luftsack sich heben und der andere sich senken, und man kann immer noch Luft aus einem Sack in den andern umfüllen. Wenn aber beide Luftsäcke hinreichend leer sind, geht das Gasventil auf und es strömt das Gas ins Freie. Diese Einrichtung wirkt also wie ein Sicherheitsventil; sobald der Ballon ganz voll Gas ist, wird das Hauptventil geöffnet. Mittels der Luftsäcke wird also der Ballon straff erhalten und außerdem ausbalanciert.

Infolge seiner straffen Form ist es unnötig, Stangen zur Versteifung anzubringen; starre Teile finden sich nur an den Steuern.

Man kann daher die Hülle bequem verpacken und transportieren, und da die Gondel nicht groß ist, kann man z. B. ein Schiff von 4000 cbm bei einer ungünstigen Landung auf zwei Wagen fortschaffen. Die Gondel ist aus einem Gerippe aus Stahl gebildet, sie besteht aus einer mit einem Geländer eingefassten Plattform. Auf derselben ist am weitesten vorn der Führerstand, dann kommt der Raum für die Passagiere, dahinter der Motor mit der Luftschaube. (Tafel IV, Fig. 7 bis 12.)

Die Luftschaube, welche dem Schiff die Vorwärtsbewegung erteilt, ist von eigenartiger Konstruktion. Sie besteht aus einer Nabe von ziemlich bedeutendem Durchmesser. An derselben sind drei bis vier Stoffflügel angehängt, welche mit ziemlich schweren Gewichten versehen sind. Wenn sich nun die Nabe dreht, so werden die Stoffflügel durch die Zentrifugalkraft herausgeschleudert, die Schraube breitet sich aus und die Flügel nehmen von selbst die Schraubenform an. Dies wird durch die Art der Aufhängung und die Verteilung des Schwunggewichts erzielt. Die größeren Schiffe besitzen zwei solcher Schrauben, kleinere nur eine. Die unstarre Luftschaube ist leichter als andere Schrauben von gleicher Leistungsfähigkeit und an Effekt ebenbürtig. Doch hat sich gezeigt, daß sie beim Anlaufen und namentlich beim Abstellen leicht an das Gerüst anschlägt und sich beschädigt. Deshalb bin ich von der absolut unstarren Schraube abgegangen und habe die Flügel zwar elastisch, nachgiebig gelassen, ihnen aber eine derartige Steifheit gegeben, daß sie auch in der Ruhe in ihrer Lage ungefähr beharren. Eine Feder hält sie alsdann fest und verhindert, daß sie an das Gerippe anstreifen. Diese Feder ist aber andererseits kein Hindernis für die selbsttätige Einstellung des Flügels während des Ganges. An Gewicht wird hierbei nichts verloren, an Effekt jedoch gewonnen. Ich habe diese Schraube »halbstarre« genannt.

Eine wichtige Angelegenheit ist die Sicherung der Schraubenflügel gegen Abfliegen.

Das schreckliche Unglück der »République« in Frankreich hat das Publikum in dieser Beziehung ängstlich ge-

macht. Bekanntlich löste sich hierbei ein Schraubenflügel und zerschnitt beim Wegfliegen den Ballon. Derselbe platzte hierauf und durch den Absturz wurde die ganze Besatzung getötet und das Luftschiff zerstört.

Allerdings sind die Parseval-Schrauben ganz erheblich stärker konstruiert und ein Abfliegen eines Schraubenflügels ist so gut wie ausgeschlossen. Das hat drei Gründe:

Einmal ist das Antriebsrad mit in die Schraubenkonstruktion derart einbezogen, daß die Antriebskraft vom Umfang des Rades direkt auf die äußeren Teile der Schraube geleitet wird, wodurch die Nabe selbst fast vollkommen entlastet wird. Gerade in der Nabe ist aber die Schraube der »République« gebrochen.

Dann ist an dem sogenannten gefährlichen Querschnitt, d. h. an der Stelle, wo die Bruchgefahr am größten ist, der Flügel nicht steif, sondern gelenkig befestigt. Hier kann er also niemals brechen; sondern er müßte direkt durch die Schleuderkraft abreißen; das ist aber bei dem zähen Material und den großen Materialstärken absolut unmöglich.

Drittens ist die Umdrehungsgeschwindigkeit unserer Schraubenflügel viel kleiner als die der französischen.

Die Spitzengeschwindigkeit ist bei Parseval ca. 63 m per Sekunde während sie bei den Schrauben der »République« bis 150 per Sekunde betrug. Die Schleuderkraft ist aber dem Quadrat der Umfangsgeschwindigkeit proportional.

Auch war der Durchmesser der französischen Schrauben bedeutend kleiner, was die Schleuderkraft abermals vermehrt. Die Rechnung ergibt, daß die Zentrifugalkraft eines Teilchens an der Spitze der Parseval-Schraube 8,2mal kleiner ist als bei der Schraube der »République«.

Die Schraubenkonstruktion der »République« ist, namentlich wegen der unnötigerweise angewendeten großen Umfangsgeschwindigkeit dicht an der Grenze des technisch Möglichen. Bei der Parseval-Schraube existieren derartige Schwierigkeiten nicht. Sie muß und kann daher um ein Vielfaches solider sein.

Aber selbst wenn durch irgendwelche Ursache ein großes Loch in der Mitte des Ballons entstände, wie bei der »République«, wären die Insassen nicht in unmittelbarer Lebensgefahr. Bei starkem Gasverlust biegen sich nämlich die Spitzen des unstarren Ballons steil in die Höhe; der Ballon bekommt in der Mitte einen Knick und das Gas kann nur zum kleinsten Teil ausströmen, weil mindestens $\frac{3}{4}$ der Füllung in den hochgehenden Spitzen verbleibt, genug um einen rapiden Fall zu verhindern. Die Katastrophe der »République« trat nämlich nicht dadurch ein, daß das Gas durch das Loch in der Mitte der Hülle entwich, sondern weil der Ballon noch außerdem platzte. Da nämlich die Hülle durch das Gerippe künstlich in horizontaler Lage gehalten war, konnte die Gasmasse in der bereits leeren Hülle hin und her fluten. Nun drückte sich im ersten Moment die Spitze stark ein, und als sich der Ballon beim Fallen zufällig aufrichtete, stürzte das Gas mit solcher Wucht in das Vorderteil, daß die ganze Spitze mit einem dumpfen Knall weggesprengt wurde. Man fand sie später 200 m von der Unglücksstätte entfernt. In einem Nu war durch das ungeheure Loch das Gas entwichen und das Verhängnis nahm seinen Lauf. Gegen diese Möglichkeit ist das unstarre System vollkommen gesichert, da durch den in der Mitte entstehenden Knick der Ballon in zwei Hälften geteilt wird, was ein Hinundherschießen des Gases unmöglich macht.

Die Schrauben üben beim Gange einen bedeutenden Druck nach vorn.

Beispielsweise übt eine Schraube von 4,3 m Durchm., wenn sie von einem Motor von 120 PS mit voller Kraft getrieben wird, am Feststande einen Druck bis 400 kg aus. Bei der Fahrt allerdings ist der Druck ein geringerer. Bei einem großen Schiff, welches zwei Schrauben von 4 m Durchm. und zwei Motoren mit zusammen 200 PS besitzt, steigt der Vorschub bis 700 kg.

Als Motoren wurden bisher solche der Allgemeinen Elektrizitätsgesellschaft und Daimler-Motoren verwendet. Die Verbindung zwischen Schraube und Motor geschah früher durch Kegelräder und eine Hilfswelle, jetzt durch Ketten.

Ein wesentlicher Teil ist noch der Ventilator, welcher durch einen Schlauch die Luft in die Höhe zu den Luftsäcken treibt. Von den übrigen Teilen der Gondel ist zu erwähnen: der Kühler, der Benzintank, (bei großen Schiffen zwei) und der Schmierölbehälter.

Die Instrumente bestehen aus zwei Barometern, vier Druckmessern, wovon zwei den Druck im Gasraum und zwei den Druck in den Luftsäcken anzeigen, ein Instrument, mittels dessen man die Neigung des Schiffes zum Horizont messen kann.

Die Aufhängung der Gondel ist eine der Haupt-eigentümlichkeiten des Systems. Die Gondel ist nämlich nicht starr mit dem Ballon verbunden, sie kann vielmehr wie eine russische Schaukel nach vor- und rückwärts pendeln, indem sie an senkrechten Seilen an der Mitte des Ballons aufgehängt ist. Da sie aber viel kürzer ist als der Ballon, müssen die überstehenden Spitzen derselben noch besonders gehalten werden. Dies geschieht durch schräg nach vorn und hinten laufende Seile. Damit aber die Beweglichkeit der Gondel erhalten bleibt, laufen diese Seile über Rollen, welche an der Gondel befestigt sind, und wenn die Gondel pendelt, fährt sie mit diesen Rollen auf den Seilen hin und her. (Tafel IV, Fig. 15.)

Infolge dieser Einrichtung braucht die Gondel keinen so großen Bogen zu beschreiben, wenn sich der Ballon um seine Querachse dreht, und es sind deshalb zur Drehung nur kleine Kräfte erforderlich. Will man also dem Schiff eine andere Schräglage erteilen, so braucht man keine so große Menge Luft von einem Luftsack in den andern zu befördern und die Umstellung geht rascher vor sich, wodurch die Lenkbarkeit in der Vertikalen erheblich verbessert ist. Außerdem ist die Neigung des Schiffes zu Schwankungen vermindert. Ein Schiff, welches diese Einrichtung nicht besitzt, dessen Gondel in tiefer Lage starr aufgehängt ist, wie z. B. alle französischen Schiffe, muß sich aufbäumen, wenn es von vorn von einem Windstoß getroffen wird. Dies tut der Parseval-Ballon nicht, weil durch den Windstoß zunächst nur der Ballon aufgehoben ist, während die Gondel auf ihren Rollen ein Stück vorwärts laufen kann.

Die Schraube muß theoretisch ungefähr 3 m über dem Gondelrande liegen. Hier gibt es für sie einen Punkt, der so liegt, daß das Schiff beim Anfahren vollkommen horizontal bleibt.

Die Seitensteuerung des Schiffes wird durch ein gewöhnliches Steuerruder besorgt, das an der Hinterkante der vertikalen Stabilierungsfläche angebracht ist. Das eigentliche Steuerrad, von dem aus die Steuerleinien laufen, befindet sich vorn in der Gondel. (Tafel IV, Fig. 14.)

Die Höhensteuerung wird durch Zug an den Leinen der Luftventile bewirkt. Der Höhensteuermann hat außerdem die Aufsicht über den im Ballon herrschenden Druck. Seine Tätigkeit ist anstrengend und verantwortungsvoll.

Es sei mir nun gestattet, das Bild eines Aufstieges kurz zu skizzieren. Der fahrfertige Ballon wird aus der Halle gebracht, mit der Spitze gegen den Wind gestellt

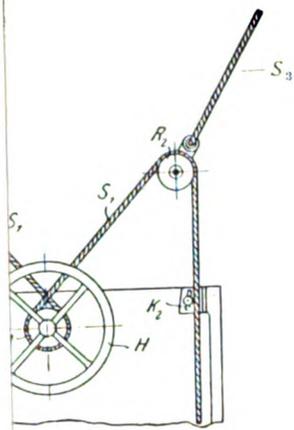
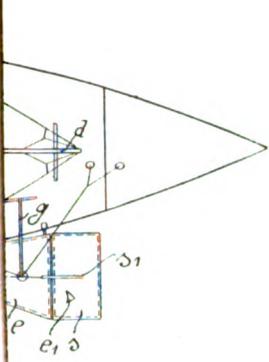
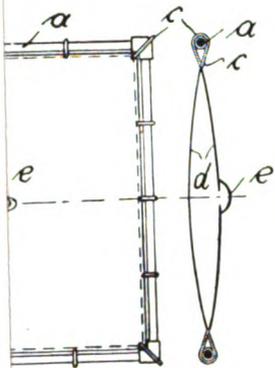


Fig. 14.



16.

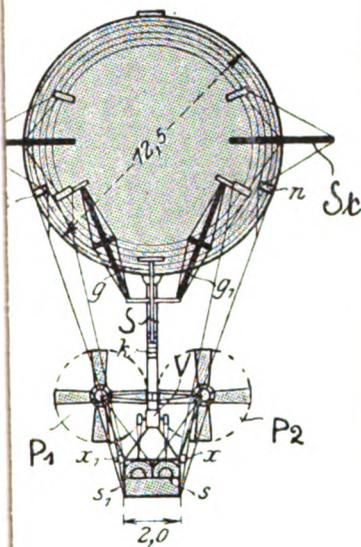


Fig. 5.

Fig. 1. Schematische Zeichnung (Längsschnitt des Parseval-Ballons). a = Ballon, b, b = Ballonette (vorderes fast leer, hinteres Ballonett ganz gefüllt), c = Gasventil, s, s = die beide Ballonette verbindenden Seile, geführt über Rollen r zum Öffnen des Gasventils c , wenn beide Ballonette entleert, e = untere Stabilisierungsfläche mit f = Seitensteuer und st = seitliche Stabilisierungsflächen, m = Motor, t = Luftschaube, i = Ventilator, h = Luftschlauch, v = Luftauslaß bzw. Überdruckventile (vorderes Ventil offen, hinteres geschlossen), d = Drosselklappen für den Lufteinlaß in die Ballonette (vordere geschlossen, hintere geöffnet), w_1 = Luftschlauch nach dem vorderen, w_2 = nach dem hinteren Ballonett, β = schräg nach vorn und hinten führende Tragsaile für die Gondel, geführt über Rollen l , q = mittlere, senkrecht geführte Tragsaile, h = Handrad für Seitensteuer.

Fig. 2 und 3. Zeichnung des Parseval-Ballons II (Typ A, deutscher Militärballon.) A = Ballon, B_1 = vorderes, B_2 = hinteres Ballonett (punktiert gezeichnet), St = Stabilisierungsflächen, S = Seitensteuer, P = Propeller, V = Ventilator, M = Motor, K = Reservoir, R_1 = vordere Reißbahn, R_2 = hintere Reißbahn, L = Handrad für das Seitensteuer.

Fig. 4 und 5. Zeichnung des Parseval-Ballons III (Typ B, Frankfurter IIa-Ballon.) A = Ballon, B_1 = vorderes, B_2 = hinteres Ballonett (punktiert gezeichnet), St = Stabilisierungsflächen, S = Seitensteuer, P_1, P_2 = Propeller, V = Ventilator, M = Motor, r, r_1 = Reservoir, R_1 = vordere Reißbahn, R_2 = hintere Reißbahn, v = Handrad für das Seitensteuer, u = Tragsaum, β, β_1 = schräg nach vorn und hinten führende Tragsaile für die Gondel, geführt über Rollen o, β_2 und β_3 = mittlere senkrecht geführte Tragsaile, k = Luftschlauch, vom Ventilator zum Ventilgehäuse l mit Luftventilen m, m_1 , c = Gasventil, durch Seil verbunden mit Überdruckmembran c_1 , z = Seil zum Aufziehen des Ventils durch den Führer, $h - h_3$ = Öffnungen zum Füllen und zum Nachsehen des Ballons, g_1 = Stützen zur Befestigung des Seitensteuers.

Fig. 6. Zeichnung (Seitenansicht) des Parseval V (kleiner Sportballon). B = Ballon, A = Gondel, b = Ballonett, a = Reißbahn, q = Klinke für die Reißbahn, d = seitliche Stabilisierungsflächen, e = untere Stabilisierungsfläche, g = Stützen zur Befestigung derselben, s = Seitensteuer, s_1 = Hebel bzw. Segment zum Drehen derselben, o_1 = vordere, o_2 = hintere Füllöffnung, u = Tragsaum, u_1 = zweiter Saum zur Befestigung des Höhensteuers h , h_1 = Hebel zum Drehen desselben, u = Motor, t = Luftschaube, k = Kette zum Antrieb derselben, v = Ventilator, w = Luftschlauch zum Luftventil. u, w, L = Luftschlauch zum Ballonett, u_1 = Überdruckmembran zum selbsttätigen Öffnen des Überdruckventils, β, β_1 = schräg nach vorn und hinten führende Tragsaile für die Gondel, geführt über Rollen l, β_2, β_3 = mittlere senkrecht geführte Tragsaile, x = Haltetaue, f = Handrad für das Seitensteuer, c = Gasventil durch Seil verbunden mit Überdruckmembran c_1 , z_1 = Seil zum Aufziehen des Gasventils durch den Führer, z_2 = Seil zum Aufziehen des Luftventils u , z_3 = Seil für die Reißbahn a , z_4 = Seile zur Betätigung des Höhensteuers, z_5 = Seile zur Betätigung des Höhensteuers, r = Benzinreservoir, y = Schleppseil.

Fig. 7 und 8. Zeichnung der Gondel des Parseval III. h_1 = Handrad für das Seitensteuer, h_2 = Handrad zum Verstellen der Schrauben mittels Welle d , Kette e und Kettenräder f auf einer Spindel mit Mutter, welche Muffe x mitnimmt, h_3 = Hebel zum Ein- und Ausschalten der Kupplung k am Motor m , i = Kühler, $l_1 - l_4$ Seitenrollen für Seile $t_1, t_2, t_3 - t_4$ = feste Tragsaile, r_1 vorderer, r_2 hinterer Benzinbehälter, $s_1 - s_3$ (s_4 abgeschnitten) Schraubenflügel, v = Ventilator, angetrieben durch Riemen y , w_1 = untere Antriebswelle mit Zahnradgetriebe g_1 , w_2 = nach oben zur Schraubenwelle w_3 führende Welle mit Zahnradgetriebe g_2 , z = Schraubennabe, m = Motor, β = Auspufftopf, k = Kupplung.

Fig. 9 und 10. Zeichnung der Gondel des Parseval II. h = Handrad für das Seitensteuer, m = Motor, i = Kühler, n = Schwungrad, k = Kupplung, $l_1 - l_4$ = Seitenrollen für Seile $t_1 - t_4$, t_2, t_3 = feste Tragsaile, r = Benzinbehälter, o = Ölbehälter, v = Ventilator für Ballonett, angetrieben durch Riemen y , x = Riemen für Antrieb des Ventilators f des Kühlers i , w = untere Antriebswelle mit Zahnradgetriebe g_1 , w_2 = nach oben zur Schraubenwelle w_3 führende Welle mit Zahnradgetriebe g_2 , u = Zugstangen zu den Schraubenflügeln $s_1 - s_3$ (s_4 abgeschnitten), β = Motorrahmen.

Fig. 11 und 12. Zeichnung der Gondel des Parseval V. h = Handrad für das Seitensteuer, dahinter ein gleiches Handrad für das Höhensteuer, f = Feststellung für die Seiltrommel t , m = Motor, n = Schwungrad mit Ventilator für den Motor i , k_1 = Kettenrad auf der Motorwelle, k_2 = Kettenrad auf der Schraubenwelle w , k_3 = Kette, $s_1 - s_3$ = Schraubenflügel, v = Ventilator für das Ballonett, angetrieben durch Riemen y , r = Benzinbehälter, β = Auspufftopf mit Auspuffrohr a .

Fig. 13. Schnittzeichnung durch das Ventilgehäuse für die Luftsäcke. A Ventilgehäuse, V_1 Ventile für das vordere Ballonett (geöffnet), V_2 = Ventile für das hintere Ballonett (geschlossen), D_1 = Drosselklappe für das vordere Ballonett (geschlossen), D_2 = Drosselklappe für das hintere Ballonett (geöffnet), m_1, m_2 = Membranteller, R_1, R_2 = Befestigungsringe.

Fig. 14. Schematische Zeichnung der Steuerung beim Parseval-Luftschiff, Typ B. H = Handrad mit der Seilrolle A für das Seil S_1 , R_1, R_2 = Seilrollen an den Steuerseilen S_2, S_3 ; K_1, K_2 = Klemmvorrichtungen zum Einstellen der Seilspannung.

Fig. 15. Schematische Zeichnung der Gondelaufhängung beim Parseval-Ballon. a = Auftriebsmittelpunkt im Ballon, A = Auftrieb, w = Widerstandsmittelpunkt, W = Luftwiderstand, V = Vortrieb (Schraubenzug) durch die Luftschaube β , g = Schwerpunkt der Gondel, G = Schwerkraft, s_1, s_2 = vordere und hintere schräg nach der Gondel über Rollen geführte Tragsaile, r_1, r_2 = mittlere feste Tragsaile, e = Voreilung der Gondel infolge des Schraubenzuges V .

Fig. 16. Zeichnung einer Stabilisierungsfläche. a = Stahlrohre, verbunden durch Muffen b, c = Maschen zur Befestigung des Stoffüberzuges d , e = Windtasche zur Einführung der Luft zwischen die beiden Stoffüberzüge d .

Fig. 17. Aufstieg des Parseval I.

Fig. 18. Parseval II in Fahrt.

Fig. 19. Erster Aufstieg des Parseval III in Bitterfeld.

Fig. 20. Ballonhalle und Werkstatt der Luftfahrzeugbau-Gesellschaft m. b. H. in Bitterfeld und Aufstieg des Parseval III.

Fig. 21. Parseval III.

Fig. 22. Aufstieg des Parseval V in Tegel.

Fig. 23. Schraubenversuche an der freischwiegend aufgehängten Gondel des ersten Versuchsluftschiffes.

und demnächst durch Anlassen des Motors, welcher den Ventilator antreibt, mit Luft aufgeblasen, so daß er die zur Fahrt erforderliche pralle Form erhält. Gleichzeitig wird die Luft in den Säcken so verteilt, daß das Schiff mit dem Kopf etwas höher steht, und zwar gibt man mehr Aufrichtung, wenn man rasch eine größere Höhe ersteigen will. Beabsichtigt man aber, sich von Anfang an niedrig zu halten, so muß man unter schwachem Neigungswinkel aufsteigen. Ist alles in Ordnung, so wird mittels der Reibungskupplung die Luftschraube mit dem Motor verbunden. Dieselbe treibt den Ballon vorwärts, und man setzt den Motor sofort auf volle Kraft, um rasch in Gang zu kommen und das Schiff von der Erde loszubringen.

Will man nun den weiteren Aufstieg beenden und horizontal weiter fahren, so läßt man Luft aus dem vorderen Luftsack heraus- und in den hinteren einströmen, das Schiff verliert dadurch seine Aufrichtung und hört auf zu steigen. Mittels der Schrägstellung kann man das Schiff bis 600 m ansteigen machen, ohne Ballast auszugeben.

Beim Aufstieg dehnt sich das Gas aus und treibt zunächst die Luft aus den Säcken, bis diese leer sind; dann öffnet sich von selbst das Hauptventil und läßt Gas auströmen, damit der Ballon nicht platzt. Dadurch verliert das Schiff an Auftrieb; man kann aber auch dann den Aufstieg auf dynamischem Wege, d. h. vermöge der Drachenwirkung des schräggestellten Ballons, fortsetzen. Wird aber dann der Motor abgestellt, so kommt das Schiff augenblicklich ins Fallen.

Die Bewegungen des Schiffes sind im allgemeinen sehr sanft, namentlich in größerer Höhe. Nur in den am Boden auftretenden Wirbeln ist die Fahrt weniger ruhig und die Bewegung eine verlangsamte. Besonders unangenehm können aufsteigende Luftströmungen werden, wie sie namentlich bei schönen Sommertagen um die Mittagszeit vorhanden sind. Dieselben können das Schiff in kurzer Zeit unfreiwillig Hunderte von Metern heben, trotzdem der Motor entgegenwirkt. Diese Erscheinungen haben sich weit stärker gezeigt, als man anfangs glaubte. Es ist indessen möglich, solchen Windströmungen unter Umständen seitlich auszuweichen. Der Gasverlust beim Aufstieg in große Höhen in Verbindung mit darauf folgender Abkühlung und niedergehenden Luftströmungen kann leicht eine unbeabsichtigte Landung herbeiführen, und es bedarf einer sehr aufmerksamen und umsichtigen Führung, um solche Ereignisse zu verhindern.

Der häufigste Gegner des Luftschiffes ist der Wind. Man kann nicht sagen, daß die Fahrt bei Wind gefährlicher ist, als bei Windstille, denn bei gleichmäßiger Windströmung ist der Gang des Luftschiffes überaus ruhig. Wohl aber ist böiges Wetter, d. h. ein unregelmäßiger Wind, der gar nicht einmal stark zu sein braucht, sehr störend.

Im Winde hat das Schiff sozusagen gleichzeitig zwei Geschwindigkeiten, die Windgeschwindigkeit und die Eigengeschwindigkeit, die sich zusammen kombinieren. Herrscht z. B. Westwind und das Luftschiff fährt von Süd nach Nord, so entsteht eine wirkliche Bewegung von Südwest nach Nordost. Gegen den Wind kommt es am besten vorwärts, indem man die Spitze gerade dagegen stellt, das sog. Lavieren ist unmöglich. Läuft z. B. das Schiff mit einer Geschwindigkeit von 15 m gegen einen Wind von 10 m, so kommt es nur mit $15 - 10 = 5$ m per Sekunde vorwärts. Umgekehrt würde es mit dem Winde $15 + 10 = 25$ m laufen, d. i. 5 mal so viel. Man sieht also, wie groß der Einfluß des Windes auf die Fahrgeschwindigkeit sein kann.

Will man schließlich zur Landung schreiten, so wird das Schiff mit der Spitze nach abwärts gestellt und, wenn nötig, auf dynamischem Wege mittels des Motors in die Nähe des beabsichtigten Landungsplatzes so tief heruntergebracht, daß ein ausgeworfenes Schleppseil von den bereitstehenden Bedienungsmannschaften ergriffen werden kann. Es gilt als Regel, das Schiff durch Ballastausgabe und durch Auswerfen eines schweren Schleppseils so leicht zu machen, daß es nicht auf den Boden aufstößt.

Die nachstehende Tabelle, auf welcher nach der Größe geordnet die Schiffe verzeichnet sind, gibt eine Übersicht der neuesten Parseval-Luftschiffotypen.

Kleiner Sportballon von 1200 cbm.

40 · 7,7 m, 1 Daimler 25 PS, 9 m/Std., 1 Ballonett. Einziger Ballon mit Höhensteuer, halbstarre Schraube mit Kettenantrieb, ca. 10 m Geschwindigkeit.

Österreichischer Militärballon von 2400 cbm.

2 Ballonette, 1 Daimler-Motor 70 PS, Kettenantrieb, halbstarre Schraube, 12 · 4 m Geschwindigkeit, 8 Stunden.

Deutscher Militärballon von 4000 cbm.

2 Ballonette, 1 Daimler-Motor 120 PS, Kegelräderantrieb, 1 unstarre Schraube, 12 · 6 m Geschwindigkeit, 18—20 Stunden.

Frankfurter Ila-Ballon von 6500 cbm.

2 Ballonette, 2 N. A. G.-Motoren à 100 PS, 2 unstarre Schrauben, 18—20 Stunden, Kegelräderantrieb, 14 · 2 m Geschwindigkeit.

Ein neues Schiff, ist bekanntlich von der Luftfahrzeug-Gesellschaft München und von der Russischen Regierung bestellt worden. Beide sind dem vorigen sehr ähnlich, sie haben 6700 cbm Inhalt und besitzen zwei N. A. G.-Motoren der gleichen Bauart von je 100 PS. Erwähnenswert sind jedoch eine Anzahl technischer Verschiedenheiten, welche eine größere Betriebssicherheit, größere Leichtigkeit und größere Geschwindigkeit bezwecken. Die Gondel ist nicht aus Profilstäben, wie bisher, sondern aus nahtlos gezogenen Stahlrohren gefertigt, wodurch eine erhebliche Gewichtsersparnis herbeigeführt wird.

Die Motoren stehen nicht neben, sondern hintereinander. Die Schrauben werden nicht durch Kegelräder mit Zwischenwelle, sondern durch Ketten angetrieben.

Die neue Gondel ist länger und schmaler als die alte. Der Personenraum ist größer und bequemer; er enthält Sitze für 12 Personen, während früher nur 6 Personen bequem Raum fanden.

Durch Anwendung einer etwas eleganteren Ballonform und tunlichste Verminderung der Nebenwiderstände, die zurzeit fast ebensoviel betragen wie der Ballonwiderstand, und durch Anwendung größerer und besserer Schrauben dürfen wir hoffen, die Geschwindigkeit über 15 m p. S. zu steigern, ohne die Betriebskraft zu vergrößern.

Bei Vergnügungsfahrten wird man jedoch diese große Geschwindigkeit nicht anwenden und zur Schonung der Motoren langsamer fahren, hat jedoch im Bedarfsfalle das Mittel, auch einem heftigen Wind erfolgreich Widerstand zu leisten.

Ein etwas kleineres Schiff mit verstärkten, besonders leichten Motoren ist für die Weltausstellung in Brüssel im Bau.

Ich fasse die Vorteile meines Systems zusammen:

Der Parseval-Ballon

1. ist der leichteste, weil er kein schweres Versteifungsgerippe zu tragen hat, er ist der antriebsicherste, weil er die kleinste Zahl Teile besitzt;
2. er ist der solideste und gegen Landungen widerstandsfähigste, weil die starren Teile auf engstem

Raum vereinigt sind, was eine gediegene Ausführung sehr erleichtert;

3. er ist am handsamsten, weil er allein im entleerten Zustand bequem transportfähig ist;
4. unter sonst gleichen Bedingungen ist er auch der schnellste und besitzt den größten Aktionsradius.

Im einzelnen ist es vielleicht möglich, Verbesserungen anzubringen. Eine vorteilhaftere Gesamtanordnung wird sich schwer finden lassen. Hier ist also ein Höchstmaß an Wirkung herausgeholt, das zurzeit Mögliche ist erreicht.

Versuche von G. Eiffel zur Feststellung des Wertes und des Angriffsmittelpunktes des Luftwiderstandes auf gewölbten Flächen.

Inhalt: Versuchs-Einrichtung, Methode, Meßapparate, Schlüsse.

Nach einem Vortrag von Eiffel, Übersetzung aus dem »L'Auto« vom 25. Januar 1910 und »La Technique Moderne«, Februar 1910.

Die zu den Versuchen benutzte Einrichtung ist aus Fig. 1 ersichtlich. In einem großen Raume befindet sich die dicht verschlossene Messungskammer *K*. Durch eine Wandung mündet in diese Kammer das Saugrohr des Exhaustors *V*, welcher durch einen Elektromotor von 50 KW

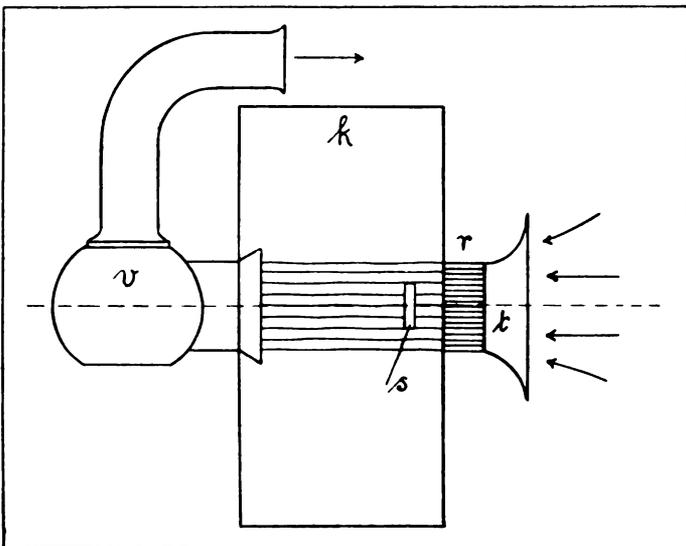


Fig. 1. Schematische Zeichnung der Einrichtung von Eiffel zu seinen Versuchen mit gewölbten Flächen. *v* Ventilator, *k* Versuchskammer, *t* Trichter für den Lufteinlaß, *r* Rohrsystem zum Gleichrichten der Luft, *s* untersuchte Fläche.

angetrieben wird. Die angesaugte Luft, welche durch den gegenüber mündenden Trichter *t* aus dem großen Raume entnommen wird, strömt durch die Kammer in der Gestalt eines Zylinders. Vor seinem Eintritt in die Kammer muß der Luftstrom die dicht an einander stehenden, längsgerichteten Röhrcn *r* passieren, um den Luftfäden eine gerade, parallele Richtung zu sichern. Die Größe der Versuchsfläche *S* wurde derart gewählt, daß sie keine Verkrümmung der äußeren Luftfäden verursacht. Die Geschwindigkeit *v* des Luftstroms wurde festgestellt: 1. durch direkte Ablesung eines Anemometers, 2. durch Ablesung einer geeichten Pitotschen Röhre, 3. durch Berechnung aus dem von einem Manometer angezeigten Unterdruck. Das Manometer stand in Verbindung einerseits mit dem Luftstrom, andererseits mit dem äußeren großen Raume. Wenn der Unterdruck = *p*, die Luftgeschwindigkeit = *v*, das spezifische Gewicht der äußeren Luft = γ , dann hat man $h = \frac{\gamma v^2}{2g}$, daraus wird $v = \sqrt{2 \frac{gh}{\gamma}}$.

Die zur Prüfung stehende Fläche *S* (Fig. 2) wird in der Mitte des Luftstromes befestigt und so einem Drucke unterworfen, von dem die Resultante *R* und ihr Angriffspunkt festgesetzt werden sollen. *A* und *B* sind zwei feste Punkte, welche der Symmetrieebene der Fläche angehören. Die Verlängerung der Resultante *R* (welche auch dieser Ebene angehört) schneidet die Gerade *AB* in *M*. Die Entfernungen

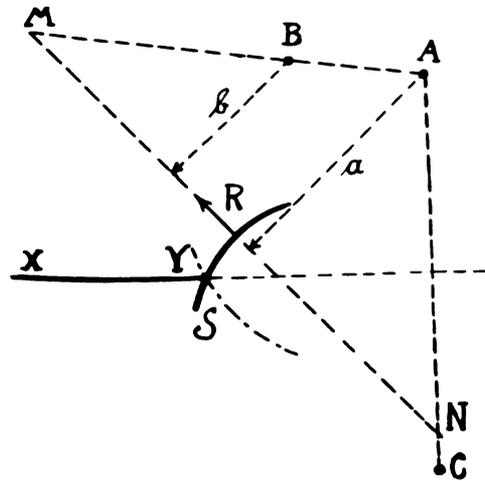


Fig. 2.

der Punkte *A* und *B* von der Wirkungslinie von *R* sind bzw. *a* und *b*. *M* wird nun der gemeinsame Eckpunkt von zwei ähnlichen rechtwinkligen Dreiecken, und hat man daraus $\frac{MA}{MB} = \frac{a}{b}$ und auch $\frac{MA}{MB} = \frac{aR}{bR}$; *aR* und *bR* sind aber die Momente der Resultante *R* in bezug auf die Punkte *A* und *B*. Durch ihre Messung wird man den Punkt *M* bestimmen können. An einem dritten festen Punkt *C* wird eine dritte Messung vorgenommen, welche den Punkt *N* ergibt, an welchem die Verlängerung von *R* die Linie *AC* schneidet. Die Linie *MN* gibt die Richtung von *R* und seinen Angriffspunkt. Die Entfernung *a* ist nun leicht zu bestimmen, und man hat $R = \frac{aR}{a}$. Um die Messungen einfacher zu gestalten, nahm Eiffel den Punkt *C* symmetrisch zu *A* im Verhältnis zur wagrechten Ebene *xv* der Fläche *S*. Die Messungen

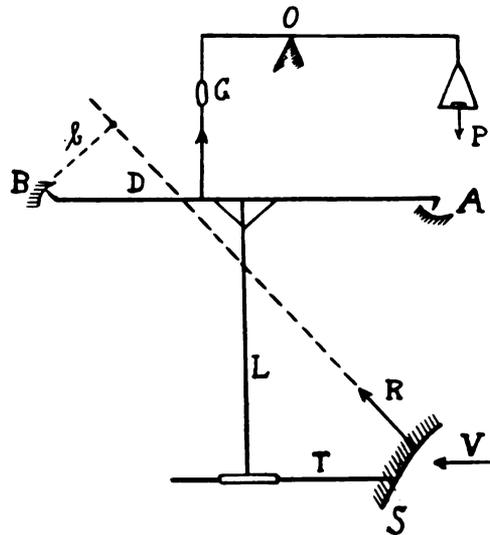


Fig. 3. Schematische Zeichnung der aerodynamischen Wage von Eiffel.

von *C* aus werden nun die gleichen, als ob man von *A* aus die Messung auf die Fläche *S* vornimmt, nachdem diese um 180° gedreht worden wäre. Es sind also nur zwei feste Punkte *A* und *B* nötig. Diese Messungen wurden mit der von Eiffel erfundenen aerodynamischen Wage vorgenommen. Die Fig. 3 gibt schematisch diese Wage wieder.

Der wagrechte Balken D trägt an jedem Ende eine Schneide A und B . Durch eine geringe Bewegung von D bringt man entweder A oder B auf einen festen Stützpunkt. In der Mitte von D ist eine senkrechte Stange L befestigt, welche mit einer wagrechten Stange T fest verbunden ist. An T wird die Versuchsfläche S befestigt. Eine Wage o trägt einerseits den Balken D , andererseits eine Schale zur Aufnahme von Gewichten P . Wenn B aufliegt und das Gleichgewicht hergestellt ist, ist die algebraische Summe der Momente der Kräfte, welche an dem Ganzen angreifen, gleich 0, folglich wird das Moment Rb (für den Drehpunkt B) sofort festgestellt. Durch Umstellung des Exzenters G wird die Schneide B von ihrem Stützpunkt getrennt, dafür liegt A auf. Nach Herstellung des Gleichgewichtes hat man die zweite Messung Ra (in bezug auf den Drehpunkt A). Nun wird die Fläche S um 180° gedreht und von A aus die dritte Messung vorgenommen.

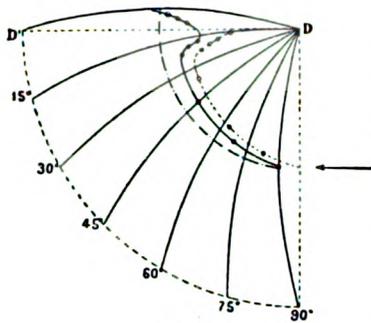


Fig. 4.

Die nachstehenden von Eiffel gewonnenen Resultate sind mit einer rechteckigen, gewölbten Fläche von 900 mm Länge und 150 mm Breite erhalten worden. Die kreisförmige Wölbung wies eine Pfeilhöhe von 10,8 mm auf (also ungefähr $\frac{2}{27}$ der Sehne). Als Einfallswinkel bezeichnet Eiffel den Winkel, den die Sehne mit der Windrichtung bildet. Die äußerst sorgfältig ausgeführten Messungen wurden in einem Luftstrom von 10 Sekundenmeter Geschwindigkeit vorgenommen.

Die nachstehenden von Eiffel gewonnenen Resultate sind mit einer rechteckigen, gewölbten Fläche von 900 mm Länge und 150 mm Breite erhalten worden. Die kreisförmige Wölbung wies eine Pfeilhöhe von 10,8 mm auf (also ungefähr $\frac{2}{27}$ der Sehne). Als Einfallswinkel bezeichnet Eiffel den Winkel, den die Sehne mit der Windrichtung bildet. Die äußerst sorgfältig ausgeführten Messungen wurden in einem Luftstrom von 10 Sekundenmeter Geschwindigkeit vorgenommen.

i Einfallswinkel	d Entfernung der vorderen Kante bis zum Befestigungspunkt	R Wert des Gesamtwiderstandes	K Koeffizient des Gesamt-Luftwiderstandes	K_x Koeffizient des Widerstandes in der wagrechten Richtung	K_y Koeffizient des Widerstandes in der lotrechten Richtung	i Winkel des Widerstandes mit der Lotrechten	i' Winkel des Widerstandes mit der Wagrechten	Wert von $\frac{K_y}{K_x}$
0°	77	0 k. 454	0,034	0,003	0,033	5°8	5°8	9,80
5°	66	0 k. 748	0,055	0,006	0,054	6°2	1°2	9,25
10°	57	0 k. 988	0,073	0,009	0,072	7°2	2°8	7,92
15°	57	1 k. 062	0,078	0,017	0,076	12°3	2°7	4,46
20°	65	0 k. 969	0,072	0,025	0,067	19°9	0°1	2,75
30°	68	0 k. 954	0,071	0,034	0,062	29°7	0°3	1,75
45°	70	0 k. 959	0,071	0,049	0,051	44°9	1°	1,03
60°	71	0 k. 984	0,073	0,063	0,037	59°4	0°6	0,59
75°	72	1 k. 020	0,075	0,073	0,020	74°8	0°2	0,27
90°	75	1 k. 030	0,076	0,076	—	90°	0°	0

Die Fig. 4 zeigt die Kurven der Druckmittelpunkte für eine gewölbte Fläche (fette Linie) und für eine ebene Fläche (punktirierte Linie).

Die von Eiffel gefundenen Werte für das Verhältnis $\frac{K_y}{K_x}$ verglichen mit den im Aerodynamischen Institut zu Koutschino

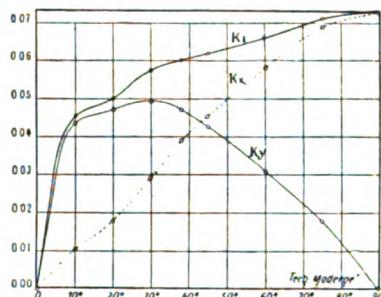


Fig. 5. Ebene Fläche.

Soreau gibt in seinem Werk »État actuel et avenir de l'aviation« an, folgende Gleichung für die Stellung des Druck-

mittelpunktes auf kreisförmigen gewölbten Flächen erhalten zu haben:

$$\frac{y_i}{h} = \frac{\operatorname{tg} i - \operatorname{tg} A}{2(a \operatorname{tg} A + b \operatorname{tg} i + 2 \operatorname{tg}^2 i)}$$

A = Winkel der vordersten Tangente mit der Sehne, a und b = zwei Koeffizienten, die von der Wölbung und der Länge abhängen. Für $A = i$ würde $y_i = 0$ sein, und die Druckresultante würde durch den Flächenmittelpunkt gehen. Soreau glaubte deshalb, daß die Luftfäden, ähnlich wie bei der Turbine, ziemlich gleichmäßig auf alle Teile der gewölbten Fläche drücken, so daß der Druckmittelpunkt sehr nahe am Flächenmittelpunkt zu stehen komme. Eiffels Messungen bestätigen jedenfalls diese Anschauung nicht. Dagegen scheinen die Gebrüder Wright richtige Kenntnis von diesem Phänomen gehabt zu haben. Sie haben gefunden, daß der Druckmittelpunkt, der für eine konkave Fläche bei $i = 90^\circ$ sich in der Mitte der Fläche befindet, beim Verkleinern des Winkels langsam nach vorn rückt, bis ein von der Form und der Wölbung der Fläche abhängiger Winkel erreicht ist. Von diesem an rückt er dann nach der hinteren Kante bis zu einer äußeren Stellung für $i = 0$.

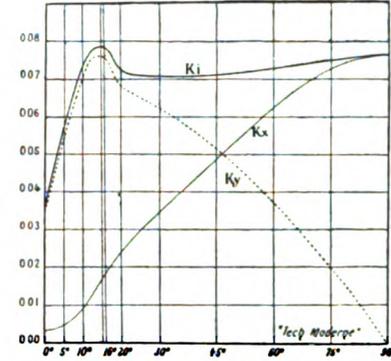


Fig. 6. Gewölbte Fläche.

Aus den Versuchen zeigt sich, daß bei den meist gebräuchlichen Winkeln (5° — 10°) der Wert von $\frac{K_y}{K_x}$ eine relativ hohe Zahl, meist über 8, aufweist.

Ausstellungsberichte.

Die Internationale Motorboot- und Motorenausstellung in Berlin.

Vom 19. März bis 3. April fand in den Ausstellungshallen am Zoologischen Garten eine Ausstellung für Motorboote und Motoren statt, welche von den auf diesen Gebieten tätigen Firmen sehr reich besetzt war. Unter den ausgestellten Motoren befanden sich auch mehrere für Luftschiffe und Flugmaschinen.

Der interessanteste Ausstellungsstand dürfte wohl der von der Luftfahrzeuggesellschaft gemeinsam mit der Flugmaschine Wright G. m. b. H. eingerichtete gewesen sein (Fig. 1, S. 82). Hier stellte die erstere die neueste Type ihrer Parseval-Luftschiffe aus, das Sportluftschiff »Parseval V«. (Tafel IV, Fig. 6 und 11 bis 12.)

Dieses Luftschiff unterscheidet sich wesentlich dadurch von den sonstigen des Systems Parseval, daß die Höhensteuerung an demselben statt durch Luftgewicht mittels der Ballonette mittels des bei fast allen Luftschiffsystemen üblichen Höhensteuers stattfindet. Dieses ist vorn unter dem Ballon mittels zweier Stützen und vier Spannseilen angebracht und wird in der üblichen Weise mittels Handrad betätigt. Äußerlich unterscheidet sich das Luftschiff noch durch die dreieckige Form der Stabilisierungsflächen gegenüber der früheren viereckigen von den anderen Parseval-Luftschiffen.

Bei einer Länge von 40 m faßt der Ballon ca. 1200 cbm, das in der Mitte unten im Ballon befindliche Ballonett etwa 300 cbm. Das Luftschiff kann vier Personen tragen und ca. 40 kg Benzin, ferner etwa 120 kg Ballast. Der Motor, ein Vierzylinder Daimler, leistet 50 PS. Die Übertragung auf die Schraubenwelle erfolgt mittels Kette. Die Schraube hat gegenüber vier Flügeln an den anderen Parseval-Luftschiffen deren nur drei. Diese bestehen aus einem Rahmen aus Stahl, der mit Stoff doppelt bezogen ist. Die Flügel sind zwar, wie an den sonstigen Parseval-Schrauben, am Nabenstiel drehbar befestigt, damit sie nachgeben können,

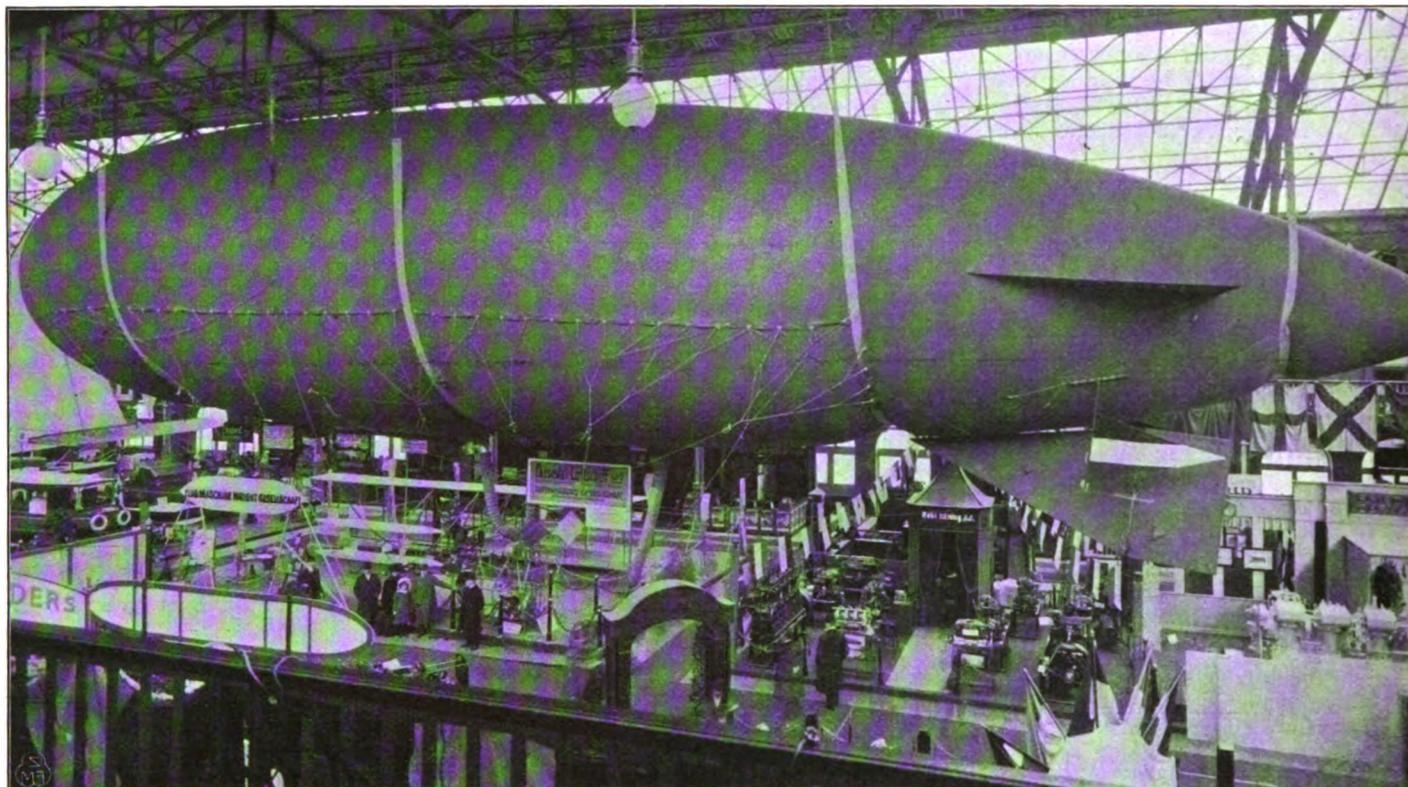


Fig. 1. Stand der Luftfahrzeug-Gesellschaft und der Flugmaschine Wright-Gesellschaft auf der Internationalen Motorboot- und Motorenausstellung in Berlin.

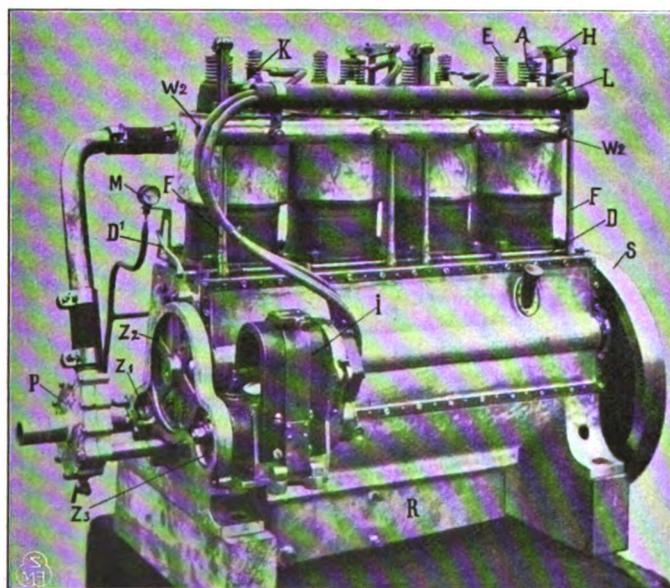
werden aber mittels Blattfeder in ihrer radialen Stellung gehalten.

Die Gondel ist aus Stahlrohren hergestellt, wodurch das Gewicht derselben verhältnismäßig gering ist. Die Aufhängung der Gondel ist ebenfalls vereinfacht, indem statt vier Rollen auf jeder Seite, für die schräg nach vorn und hinten am Ballon geführten Tragseile nur eine auf jeder Seite vorhanden ist. Diese zwei Tragrollen sind über der Gondel angebracht und mit derselben durch Seile verbunden.

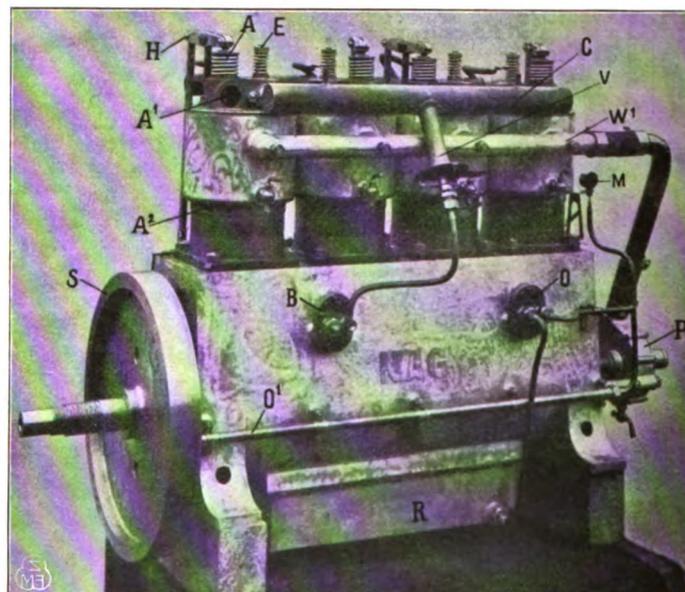
Dieses Luftschiff, welches vor der Ausstellung mehrere erfolgreiche Fahrten ausführte, so von Bitterfeld nach Berlin-

Tegel, wird in der nächsten Zeit Passagierfahrten unternehmen. Da nur zwei Mann für die Führung und Bedienung des Motors erforderlich sind, können zwei Passagiere mitgenommen werden.

Auf dem gleichen Stande stellte die »Flugmaschine Wright G. m. b. H.« ihre bekannten Drachenflieger System Wright aus, sowie einzelne Teile derselben, wie Propeller, Spieren etc., während der Motor auf dem Stande der Neuen Automobil-Gesellschaft zu sehen war, in deren Fabrik er für die Wright-Gesellschaft gebaut wird. Der deutsche Wright-Motor hat etwas größere Bohrung,



Vergaserseite.



Zünderseite.

Fig. 2 und 3. Wright-Motor der N. A. G.

A Auslaßventile, *A*₁ Auspuffkanal, *A*₂ freier Auspuff, *E* Einlaßventil, *B* Benzinpumpe, *O* Ölpumpe, *O*₁ Ölverteiler, *M* Ölmanometer, *P* Wasserpumpe, *R* Ölbehälter, *V* Vergaser, *K* Zündkerze, *i* Zündapparat, *Z*₁, *Z*₂ Zahnräder für die Steuerwelle, *W*₁, *W*₂ Wassereinlaß- und Auslaßrohre.

108 mm statt 104 mm, als der von den Gebrüdern Wright in Dayton und von Barriguand & Marre in Paris gebaute, im übrigen ist er jedoch ganz gleich konstruiert. Die vier Zylinder aus Stahlguß haben Wassermäntel aus Aluminiumguß. Die Ventile befinden sich im Zylinderdeckel nebeneinander, nur das Auslaßventil wird mittels Kipphebel und Ventilstange von der Nockenwelle gesteuert, das Saugventil ist automatisch. Sie haben im Verhältnis zur Bohrung einen etwas kleinen Durchmesser, doch ist dies kein erheblicher Mangel, da die Zylinder einen im unteren Totpunkt vom Kolben aufgedeckten freien Auspuff besitzen. Durch diesen entweicht nicht nur der größte Teil der Abgase, sondern es wird auch am Ende der Saugperiode Luft eingesaugt, wenn, wie bei den kleinen selbsttätigen Einlaßventilen anzunehmen, noch Unterdruck im Zylinder vorhanden ist. Die Vergasung des Benzins muß dann so reguliert werden, daß überreiches Gemisch durch das Ventil angesaugt wird, welches durch die nachgesaugte Luft im richtigen Verhältnis verdünnt wird. Ein Vergaser mit Schwimmer und Luftregulierung ist nicht vorhanden, sondern nur eine Benzindüse im Saugrohr, nach welcher das Benzin mittels einer kleinen Zahnradpumpe gedrückt wird, die von der Motorwelle durch Schraubenräder angetrieben wird. Auf derselben Seite des Kurbelgehäuses treibt eine zweite Welle eine zweite Zahnradpumpe für das Schmieröl, das durch ein Verteilerrohr nach den fünf Lagern der vierfach gekröpften Kurbelwelle gedrückt wird. Das aus den Lagern austretende Öl schmiert die Kurbelzapfen und das abspritzende Öl die Lager im Kolben und die Zylinder. Der Wright-Motor der N. A. G. leistet 33 PS an der Bremse, sein Gewicht beträgt nur 95 kg mit dem Magnet-Zündapparat. (Fig. 2 und 3.)

Ein zweiter interessanter Stand war der von der Firma »Rumpler Luftfahrzeugbau-G. m. b. H.«, auf welchem zwei neue Eindecker ausgestellt waren. Der größere dieser Drachenfieger erinnert in seiner Konstruktion an die Typen »Antoinette« und »Blériot«, der kleinere an die »Demoiselle« von Santos-Dumont.

Die Spannweite beträgt 8 m, die Gesamtlänge des Apparates ist 7,7 m, die Tragfläche beträgt 21 qm, das Gesamtgewicht, betriebsbereit (jedoch ohne Führer), beträgt ca. 150 kg.

Der Tragkörper dieses Eindeckers (System W. Pegelow) ist aus zwei oberen und einer unteren Bambusstange gebildet. Die Querverbindung dieser drei Bambusstangen geschieht durch diagonal angeordnete, dünnere Bambusstäbe, welche durch Eckverbindungen mit den Hauptbambusstangen verbunden werden. Diese Eckverbindungen sind aus autogen zusammengeschweißten Rohrstücken hergestellt. Ihr Verband mit den Bambusrohren geschieht durch ein neues System von selbsthemmend geknüpften Schnurwicklungen.

Diese Konstruktion ergibt ein außerordentlich geringes Gewicht bei größter Steifigkeit. Eine besondere Abfederung des Rumpfes ist bei dieser Konstruktion vollständig im Interesse der Einfachheit unterdrückt, da die das Traggestell bildenden Bambusstäbe an sich schon elastisch sind.

Die Flugmaschine besitzt einen 25 PS Anzani-Motor mit zweiflügeliger Holzschraube.

Die Seitenstabilität wird durch Verwindung des äußeren hinteren Verlängerungsstückes der Tragflächen herbeigeführt.

Am hinteren Ende des Körpers der Flugmaschine befinden sich Stabilisierungsflächen, welche in federnde Spitzen endigen. Durch Heben und Senken dieser Spitzen mittels Handhebel wird die Höhensteuerung herbeigeführt.

Das Seitensteuer ist ähnlich der Konstruktion »Antoinette« gebeit.

Die »Deutsche Flugmaschinenbaugesellschaft« stellt den Schultze-Herfort-Eindecker aus. Bei einer Spannweite von 10,60 m hat

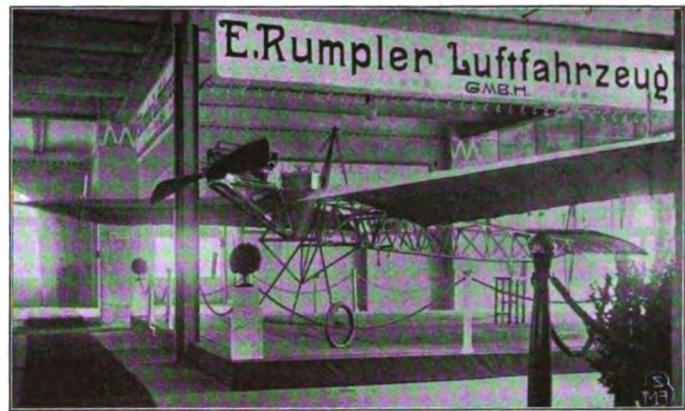


Fig. 4. Stand der Rumpler Luftfahrzeug G. m. b. H.

derselbe eine Länge von 9,25 m und mit einer kleineren hinteren Tragfläche eine Segelfläche von ca. 30 qm. Der vorn eingebaute zweiflügelige Propeller wird durch einen dreizylindrigen Delfosse-Motor von 25 bis 30 PS betätigt. Das Gesamtgewicht der Flugmaschine beträgt ca. 300 kg. (Fortsetzung folgt.)

Sportliche Nachrichten. Bedeutende Flugleistungen.

In Mourmelon le Grand erreichte am 3. April der englische Kapitän Gibbs mit einem Zweidecker eine Höhe von 1520 m.

Dubonnet flog am 3. April von Savigny sur Orge über Arpajon, Etampes und Orleans nach Ferté Saint Aubin, wo er landete; er hat eine Strecke von 110 Kilometern in einer Stunde und 50 Minuten zurückgelegt. Dubonnet hielt sich bei seinem Fluge beständig in einer Höhe von 100 m und gewann damit den von der Zeitschrift »Nature« gestifteten Preis von 10000 Franken. Dubonnet fliegt erst seit kurzer Zeit und zwar mit einem neuen Eindecker, der in den Werkstätten von Tellier in Paris gebaut ist. Der Flugapparat ist dem Antoinette- und Blériot-Eindecker sehr ähnlich und mit dem neuen Flugmotor von Panhard und Levassor ausgerüstet. (Siehe Z. f. Fl. u. M., Heft 3/4, S. 37, Fig. 21 u. 22 und S. 41, Fig. 1—4.)

Der Eindecker Tellier hat 24 qm Tragfläche bei einer Spannweite von 11 m und 11 m Länge. Die Tragflächen sind wie beim Antoinette V-förmig nach oben gerichtet. Die Querstabilität erfolgt durch Verwinden der Tragfläche. Bemerkenswert ist die Anordnung des Seitensteuers über dem Höhensteuer.

Der Flug von Dubonnet bedeutet einen neuen Weltrekord im Überlandflug sowohl was Länge wie Dauer des Fluges anbelangt. Den Rekord hielt bisher Farman, der am 31. Dezember 1900 in 58 Minuten von Chartres nach Orleans (76 km) flog.

Einen anderen schönen Überlandflug führte der Engländer Rolls mit seinem Wright-Zweidecker aus. Er stieg bei Leystown auf, machte 40 km vom Aufstiegsorte bei Eastchurch eine



Eindecker »Tellier« von Dubonnet. H = Höhensteuer, S = Seitensteuer.

Zwischenlandung und flog dann in weitem Bogen nach Leystown zurück.

Auf dem Flugfelde von Bethany bei Reims unternahm am 31. März der dreizehnjährige Sohn des Flugtechniklers Henriot auf einem Henriot-Eindecker einen wohl gelungenen Aufstieg. Er erhob sich bis über 10 m Höhe, überflog eine Reihe von Pappeln und landete nach einer Fahrt von $1\frac{1}{2}$ km wohlbehalten vor den Flugmaschinenhallen.

Auf dem Flugfelde von Pau unternahm am 2. April Blériot mit seinem Eindecker einen Schnelligkeitsflug. Blériot flog 1 Stunde 15 Minuten in einer Geschwindigkeit von 80 km in der Stunde.

Die Flugwoche von Cannes. Vom 27. März bis 3. April fand in Cannes an der Riviera eine Flugwoche statt. Es starteten 12 Flugmaschinen und zwar mit Wright-Apparaten: Gaubert, Baratony, Wießenbach und Popoff. Auf Farman-Apparaten: Christians, Crochon, Frey und Edmond. Ferner Rigal auf Voisin, Molon auf Blériot, Virel und Braun auf Grégoire, Sands auf Antoinette und Riemsdyk auf Curtis. Obwohl die meisten dieser Führer Neulinge sind und erst kurz vor dem Wettfliegen das Fliegen überhaupt gelernt hatten, wurden gute Leistungen erzielt. Popoff gewann auf einem Wright-Apparat den Reisepreis von 15000 Fr. Er flog die Strecke vom Flugfeld auf der Insel Marguerite zum Cap Croisette und zurück, 19 km,



Neuer Zweidecker von Henry Farman beim Wettfliegen in Cannes, geführt von Edmond.
(Beachtenswert die verschiedene Größe der Tragflächen.)

in $18\frac{1}{2}$ Minuten bei teilweise starkem Gegenwind. Popoff flog meist in einer Höhe von 200 m.

In der Schnelligkeitskonkurrenz wurde Erster der Holländer Christiaens auf Farman (89 km pro Stunde); Zweiter Edmond auf Farman (88 km); Dritter Popoff (82 km) auf Wright. Den Dauerpreis gewann Frey auf Farman mit 2 Stunden 58 $\frac{1}{2}$ Minuten. Zweiter Christiaens auf Farman mit einem Flug von 1 Stunde 48 $\frac{1}{2}$ Minuten. Csochan auf Farman flog 1 Stunde 13 $\frac{1}{2}$ Minuten. Die Veranstaltung war sehr gut besucht und kann als voller Erfolg bezeichnet werden. Es kamen wohl einige Stürze vor, doch wurde kein Führer ernstlich verletzt. Die Zweidecker Farman haben sehr gut abgeschnitten. Bemerkenswert ist, daß Henry Farman seinen neuen Zweidecker wieder geändert hat. (Siehe Z. f. Fl. u. M. Heft 6, S. 69 und Fig. 9 und 10, Tafel III). Die Schwanzfläche und das Seitensteuer sind wieder als Doppelflüger ausgebildet. Allgemein fiel die vorzügliche Seitenstabilität der Farman-Zweidecker auf, die in erster Linie wohl darauf zurückzuführen ist, daß die obere Tragfläche erheblich größere Spannweite als die untere Fläche hat, ein Mittel zur automatischen Erhaltung der Stabilität, auf das der Herausgeber schon vor mehr als Jahresfrist in seinen Vorträgen in N. O. J. und anderen Vereinen und in seiner Schrift »Kritik der Drachenflieger« hingewiesen hat.

In München stürzte am 14. d. M. das Eisengerüst der im Bau befindlichen Halle für das Parseval-Luftschiff zusammen; die Ursache des Unglücksfalles ist noch nicht ermittelt.

Patentschau.

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen.

Klasse 77 h.

Einspruch bis 20. April 1910.

77 h. C. 17908. Schraubenflügel für Flugmaschinen; Zus. z. Pat. 203787. Rudolf Chillingworth, Nürnberg, Walzwerkstr. 68. 3. 5. 09. — 77 h. N. 9406. Schraubenflieger. Emil Neyen, Berlin, Schlegelstr. 12. 4. 11. 07.

Einspruch bis 23. April 1910:

H. 47409. Luftschiff. Artur Robert Hubbard und August Henry, London.

K. 36132. Flugapparat mit Hubschrauben und Tragflächen. Paul Köntzner, Graz.

L. 27403. Signalapparat für Luftfahrzeuge bzw. Ballons zur Kenntlichmachung des Fallens oder Steigens derselben. Philipp Leutz, Gr. Lichterfelde, Sternstr. 34. 19. 1. 09.

R. 27284. Vorrichtung zum Abfangen von Ballons über Wasser. C. G. Rodeck, Hamburg, Schröderstiftstr. 3. 3. 11. 08.

S. 29313. Vorrichtung zur dauernden Messung der Gastemperatur in Ballons oder Luftschiffen. Wilhelm Sedlbauer, München, Ehrengutstr. 18. 28. 6. 09.

Einspruch bis 29. April 1910:

F. 26746. Anker für Ballons und Luftschiffe. Hugo Feldermann, Elberfeld, Hamburgerstr. 50. 22. 12. 08.

Einspruch bis 2. Mai 1910:

L. 25098. Flugmaschine mit kreisenden, zu dem Tragkörper verstellbaren Flügeln und einer um eine Querachse kippbaren Steuerkammer. Alois Laube jun., Teplitz-Schönan.

W. 29303. Kraftmaschine für Flugmaschinen mit auf und abbewegten Flügelflächen, bestehend aus einem mit Kolben und beiderseitigen Ausström- und Einströmvorrichtungen versehenen Kraftmaschinenzylinder. Franz Windhausen, Berlin, Corneliusstr. 1. 26. 2. 08.

W. 30103. Treibflächen an Luftschiffen und Flugmaschinen. Vincent Wisniewski, Berlin, Unter den Linden 12. 7. 7. 08.

Einspruch bis 6. Mai 1910:

B. 49210. Vorrichtung zum gleichzeitigen Einstellen der verschiedenen Steuerflächen von Luftfahrzeugen und Unterseebooten; Zus. z. Anm. B. 45702. Louis Blériot, Neuilly s. Seine.

F. 28502. Tragkörper für starre Luftschiffe mit einzelnen Gasballons. Julius Frankfurter, Berlin, Stralauer Allee 23c. 30. 9. 09.

K. 41516. Vorrichtung zum Prallhalten von Luftschiffen durch Luftüberdruck zwischen einer äußeren und einer inneren Ballonhülle; Zus. z. Anm. K. 38386. Erben des verstorbenen Georg Kron aus Hannover, Pfleger Cornelius Albertus Roelf Busemann, Lübeck, Israelsdorferallee 10a. 5. 5. 09.

Einspruch bis 13. Mai 1910:

H. 40066. Steuervorrichtung für Wendeflächen. Hugo Hückel, Neutitschein, Mähren.

R. 25697. Flugmaschine mit zwei um eine zur Gondel unter beliebigem Neigungswinkel einstellbare Achse sich entgegengesetzt drehenden Flügelpaaren. Heinrich Riedel, Charlottenburg, Suarezstr. 26. 13. 1. 08.

Patent-Erteilungen.

220044. Flugmaschine mit in Gehäusen sich drehenden Flügelrädern. Karl Hanschke, Berlin, Franseckstr. 29. 4. 2. 09. H. 45949.

220159. Ballongerippe. Karl Semmler, Dortmund, Weissenburgerstr. 50. 17. 11. 08. S. 27825.

220345. Aufblasbarer Hohlkörper zum Landen von Luftfahrzeugen. Hermann Mauk, Stuttgart, Rosenstr. 46. 9. 8. 08. M. 35674.

220431. Luftschiff. J. H. Klindworth, Goslar. 19. 4. 08. K. 37408.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER
FLUGTECHNIKER

E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

DR. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jaargang I.

30. April 1910.

Heft 8.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Osterreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die vierspaltige Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24-maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlins“.

INHALT:

Die Gründung eines Deutschen Flieger-Bundes. S. 85.
Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt. S. 87.
Die konstruktive Entwicklung der Flugmaschinen (Drachenflieger). Von
Dipl.-Ing. N. Stern, Frankfurt a. M., mit Abbildungen und Zeichnungen von
A. Vorreiter. S. 87.

Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger. Auszug aus der
Göttinger Dissertation. Von Wilhelm Deimler, München. (Fortsetzung) S. 91.
Militärluftschiffahrt. S. 96.
Sportliche Nachrichten. S. 98.
Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 100.

Die Gründung eines Deutschen Flieger-Bundes.

Auf Einladung des Frankfurter Flugsport-Klubs traten am Sonnabend, den 23. April, im Frankfurter Hof zu Frankfurt a. M. die namhaften Vereinigungen in Deutschland, die sich mit dem Flugsport oder der Flugtechnik unter Ausschluß jeder Art des Ballonsports beschäftigen, zu einer Beratung ihrer gemeinsamen Interessen zusammen. Der Verein Deutscher Flugtechniker hatte zu der Sitzung folgende Herren entsandt, die sich in anerkennenswerter Weise bereit erklärt hatten, die weite Reise auf eigene Kosten zu unternehmen: Major Dr. v. Parseval, Dr. H. Adams, Redakteur O. Schmal-Carbur, Regierungsbaumeister Buschbaum und Verlagsbuchhändler Richard C. Schmidt.

Bei Feststellung der Präsenzliste zeigte sich, daß folgende Vereine vertreten waren:

Frankfurter Flugsport-Klub,
Verein Deutscher Flugtechniker,
Düsseldorfer Flugsport-Klub,
Leipziger Flugsport-Klub,
Flugsport-Klub, Worms,
Westdeutscher Verein für Flugsegler, Oberhausen,
Frankfurter Flugtechnischer Verein,
Verein zur Förderung der Fliegkunst,
Darmstädter Flugsport-Klub,
Schlesischer Flugsport-Klub,
Flugsport-Verein Mannheim.

Insgesamt 11 Vereine, von denen aber der Flugsport-Klub, Worms, nicht als stimmberechtigter Teilnehmer gezählt wurde, da seine Gründung noch nicht als vollzogen betrachtet werden konnte. Der Vertreter dieses

Vereins nahm aber an den Verhandlungen als beratendes Mitglied teil. Außerdem hatte der Deutsche Luftschiffer-Verband zwei Herren delegiert, die der Versammlung beiwohnten. Den Vorsitz führte Assessor Dr. Alex Meyer, der zweite Vorsitzende des Frankfurter Flugsport-Klubs, der sich seiner Aufgabe mit ganz außerordentlichem Geschick entledigte.

Als erster Punkt der Tagesordnung stand die Frage des engeren Zusammenschlusses zur Diskussion. Den Delegierten des Vereins Deutscher Flugtechniker war nach vorhergegangenen zahlreichen und eingehenden Vorstandssitzungen eine gebundene Marschroute mitgegeben worden, die Major Dr. v. Parseval eingangs der Verhandlungen klarlegte. Danach war der Verein Deutscher Flugtechniker für die Gründung eines Fliegerbundes, aber nur in dem Falle, als er seine Spitze nicht gegen den Deutschen Luftschiffer-Verband richte. Obwohl die Stellungnahme des neu entstehenden Deutschen Flieger-Bundes zum Deutschen Luftschiffer-Verband einen besonderen Punkt zur Tagesordnung bildete, zeigte es sich doch, daß die beiden Fragen nicht getrennt, sondern, wie es der V. D. F. vorgeschlagen hatte, gemeinsam behandelt werden mußten. Alle Delegierten der anderen Vereine waren denn auch mit den Vertretern des V. D. F. der Meinung, daß im Interesse der deutschen Flugtechnik und des deutschen Flugsports gemeinsame Arbeit viel erspriesslicher sei als eine Sezession, die wohl für beide Teile mehr Nachteile als Vorteile bringen dürfte. Die rechtliche Frage, insbesondere das Verhältnis des Fliegerbundes zur Fédération Aéronautique Internationale, wurden nach eingehender Diskussion als Punkte zweiter Ordnung erkannt, da der Fliegerbund ja in erster Linie den nationalen Interessen dienen und den Deutschen Luftschifferverband entlasten und ergänzen will. Dieser

Standpunkt wurde auch von den Vertretern des Deutschen Luftschiffer-Verbandes anerkannt und auf das freudigste begrüßt. Nachdem festgestellt war, daß die beiden Vereinigungen sehr wohl einander ergänzen können, aber keineswegs bekämpfen müssen, wurde die Gründung des Deutschen Flieger-Bundes einstimmig beschlossen. Die beiden Vertreter des Deutschen Luftschiffer-Verbandes stimmten natürlich nicht mit.

Hierauf wurde in die Beratung des Titels des neuen Verbandes getreten. Ursprünglich war die Bezeichnung Deutscher Flieger-Verband vorgeschlagen worden. Auf Vorschlag Dr. Adams' (V. D. F.) entschied sich die Versammlung für den Titel: »Deutscher Flieger-Bund«.

Nachdem diese Punkte zur Erledigung gelangt waren, erfolgte die Wahl des Vorstandes, der sich in folgender Weise zusammensetzt.

I. Vorsitzender: Prinz Albert von Schleswig-Holstein-Glücksburg (Frankfurter Flugsport-Klub).

II. Vorsitzender: Major Dr. v. Parseval (Verein Deutscher Flugtechniker).

III. Vorsitzender: Oberst Ilse (Frankfurter Flugsport-Klub).

Schatzmeister: Bankdirektor Schlieber.

Schriftführer: Assessor Dr. Meyer.

Beisitzer: Regierungspräsident v. Meister, Exzellenz v. Wrochem (Verein zur Förderung der Fliegerkunst), Kommerzienrat Karl Lanz, Verlagsbuchhändler, Rich. C. Schmidt (Verein Deutscher Flugtechniker), C. Freund (Flugsport-Klub, Leipzig), v. Passavant, Ing. Schubbert (Frankfurter Flugtechnischer Verein), E. Breuer (Westdeutscher Verein für Flugsegler). Zwei weitere Beisitzerstellen wurden bis auf weiteres nicht besetzt.

Eine lebhafte Debatte ergab die Klärung der Frage, wo sich der Vorort des neuen Verbandes befinden solle. Nach längeren Darlegungen und Erwägung aller Gründe für und wider für die beiden in die engere Wahl gebrachten Orte: Berlin und Frankfurt a. M., entschied sich die Versammlung mit allen Stimmen gegen die der Berliner für Frankfurt a. M. Die Wahl eines Verbandsorgans wurde auf Antrag Rich. C. Schmidts dem Vorstande überlassen.

Hierauf wurden die Satzungen des Verbandes durchberaten, von denen die wichtigsten Paragraphen in ihrer prinzipiellen Fassung wiedergegeben seien.

§ 1.

Name und Zweck des Bundes.

Der Verband führt den Namen Deutscher Flieger-Bund und ist in das Vereinsregister eingetragen.

Der Verband besteht aus Vereinigungen, welche sich die Pflege und Förderung des Flugsports zur Aufgabe gemacht haben.

Insbesondere bezweckt er:

1. Die Hebung der Flugtechnik durch Beschaffung von Preisen, Flugplätzen, Fliegerschuppen, sowie durch die Veranstaltung flugtechnischer Ausstellungen und Wettbewerbe; insbesondere soll der Verband auch darauf hinwirken, daß unerfüllbare Preisausschreiben nicht erlassen werden.
2. Den Austausch technischer und wissenschaftlicher Erfahrungen.
3. Prüfung und Förderung von Gesetzesvorschlägen und aller sonstigen Angelegenheiten, die im Interesse der Verbandsvereine liegen, insbesondere sollen Erfindungen auf aviatischem Gebiete einer Sachverständigenkommission zur Begutachtung übergeben und ev. unterstützt werden.
4. Schaffung von günstigen Abschlüssen bei Versicherungsgesellschaften, ev. Errichtung einer großen Unterstützungskasse,

welche die Versicherung der Verbandsmitglieder bei Unfällen übernimmt, ohne dazu die eigenen Mittel des Verbandes in Anspruch zu nehmen.

5. Einrichtung von Unterweisungskursen im Fliegen, besonders für Offiziere, und Bereitstellung von Apparaten und befähigten Fliegern für Manöverzwecke.
6. Verringerung der Kosten gerichtlicher Angelegenheiten durch Einsetzung juristischer Kommissionen zwecks Prüfung der etwaigen Streitfragen und Patentansprüche.
7. Schaffung einer Bibliothek für Aviatik, verbunden mit einer Auskunftsstelle.

§ 20.

Befugnisse der Verbandstage.

Der Beschlußfassung durch den Verbandstag unterliegen folgende Angelegenheiten:

- a) Wahl des Vorstandes.
- b) Rechnungslegung und Entlastung des Vorstandes von der Geschäftsführung des laufenden Geschäftsjahres, sowie Genehmigung des Voranschlags für das nächste Geschäftsjahr.
- c) Festsetzung und Art der Erhebung der Beiträge.
- d) Entscheidung über die vom Vorstande oder den Verbandsvereinen gestellten Anträge.
- e) Abänderungen und Ergänzungen der Satzungen.
- f) Entscheidung von Meinungsverschiedenheiten über die Auslegung der Satzungen oder über frühere Beschlüsse, sowie von Meinungsverschiedenheiten zwischen den einzelnen Vereinen.
- g) Entscheidung über alle gegen die Geschäftsführung des Vorstandes eingebrachten Beschwerden.
- h) Ausschließung von Verbandsvereinen.
- i) Festsetzung des Ortes des nächsten Verbandstages.
- k) Bewilligung der Mittel für einen besoldeten Geschäftsführer.

§ 22.

Stimmenverhältnisse der Verbandsvereine.

1. Jeder dem Deutschen Flieger-Verband angehörende Verein hat auf den Verbandstagen für je 1000 Mark Mitgliederbeiträge ein Stimme. Ein angefangenes Tausend gilt als voll. Die Beiträge der lebenslänglichen und stiftenden Mitglieder werden dem Normalsatze entsprechend, aber auf höchstens 10 Jahre verteilt.

2. Über die Stimmenzahl von Vereinigungen oder Verbänden, deren eigentlicher Zweck der Flugsport nicht ist, die aber aus verschiedenen Gründen dem Deutschen Flieger-Verband beitreten, entscheidet der Verbandstag.

3. Die Mitgliederzahl ist von den Verbandsvereinen zum 1. Januar dem Geschäftsführer des Verbandes anzugeben. Die hiernach festgesetzte Stimmenzahl gilt für das laufende Geschäftsjahr. Die während des Geschäftsjahres eintretenden Vereinigungen erhalten die ihrem Mitgliederbestande beim Eintritt entsprechende Stimmenzahl, wonach sie auch ihren Jahresbeitrag zu entrichten haben.

4. Jeder Verbandsverein hat mindestens eine Stimme, höchstens aber ein Viertel von allen Stimmen, welche im Verbandsverbande vorhanden sind.

§ 24.

Beiträge.

1. Jede dem Deutschen Flieger-Bunde angehörende Vereinigung ist verpflichtet, für je 1000 Mark Mitgliederbeiträge 5% = 50 Mark an die Kasse des Deutschen Flieger-Bundes zu entrichten. Die Beiträge der lebenslänglichen und stiftenden Mitglieder werden dem Normalsatze aber bis höchstens innerhalb 10 Jahren gleichmäßig verteilt.

2. Die Höhe des Beitrages für jedes Jahr wird vom Verbandstage festgesetzt. Die Beiträge sind im Laufe des Monats Januar usw.

Zu erwähnen ist noch ein Zusatzantrag des Herrn Schmal-Carbur, den Vereinen auf je fünf Führerzeugnisse eine weitere Stimme zu bewilligen, der noch der Beratung unterliegt.

Die weitere Zeit war taktischen Fragen gewidmet, die vorerst noch vertraulich behandelt werden müssen. Für die Unterhandlungen mit dem Deutschen Luftschiffer-Verband wurde eine Kommission, bestehend aus den Herren Major Dr. v. Parseval, Oberst Ilse, Assessor Dr. Meyer, Fabrikbesitzer Bachwitz und O. Freund aus Leipzig gewählt.

Am Abend fand im Frankfurter Hof ein gemeinsames Abendessen, gegeben vom Frankfurter Flugsport-Klub, statt. Herr v. Passavant trank auf den Präsidenten des neuen Bundes Se. Kgl. Hoheit Prinz Albert von Schleswig-Holstein-Glücksburg, der sich schon seit langem für die Flugtechnik interessiert. Prinz Albert widmete seine Rede der deutschen Flugtechnik. Der am Sonntag erfolgte Automobilausflug nach den Eulerschen Werkstätten und dem Flugfelde der Frankfurter Flieger war sehr interessant.

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

Vorbemerkung: Unter diesem Titel sollen künftig fortlaufend die Ergebnisse von Messungen der Göttinger Anstalt kurz mitgeteilt werden. Ausführliche Berichte über die Durchführung der Versuche sowie weitergehende Schlußfolgerungen aus den Messungen müssen späteren Abhandlungen vorbehalten werden.

1) Der Winddruck auf ebene, schräg gestellte Platten von verschiedenem Seitenverhältnis.

Es wurden ebene, rechteckige Platten untersucht mit folgenden Seitenverhältnissen: 1:3, 1:2, 1:1,5, 1:1,25, 1:1, 1:0,5, und zwar war die Tiefe bei allen 6 Platten 35 cm, während die Seiten senkrecht zum Wind 105, 70, 52,5, 43,7, 35, 17,5 cm maßen. Die Stärke betrug 0,4 cm; die vorderen und hinteren Kanten waren 2,5 cm weit zugeschärft, so daß alle Platten in gleicher Weise obenstehenden Querschnitt (Fig. 1) zeigten:

Bei den Messungen ergab es sich, daß der resultierende Winddruck ziemlich genau senkrecht zur Plattenebene stand — ausgenommen waren natürlich kleine Neigungswinkel.

Die Abszissen auf dem Kurvenbild Fig. 2 stellen die Winkel dar, die Windrichtung und Plattenebene einschließen, während die Ordinaten den zugehörigen resultierenden Winddruck in kg/qm bei $\frac{\gamma v^2}{g} = 1$ oder den Koeffizienten ζ in der Formel $W = \zeta \cdot \frac{\gamma v^2}{g} \cdot F$ wiedergeben.

Die den Kurven beigeetzten Zeichen geben die gemessenen Werte an. Für die Platten mit dem Seitenverhältnis 1:1,25, 1:1 und 1:0,5 be-

stehen die Widerstandskurven aus zwei Ästen. Um die Zusammengehörigkeit der beiden Teile besser hervortreten zu lassen, sind gestrichelte Verbindungslinien ge-

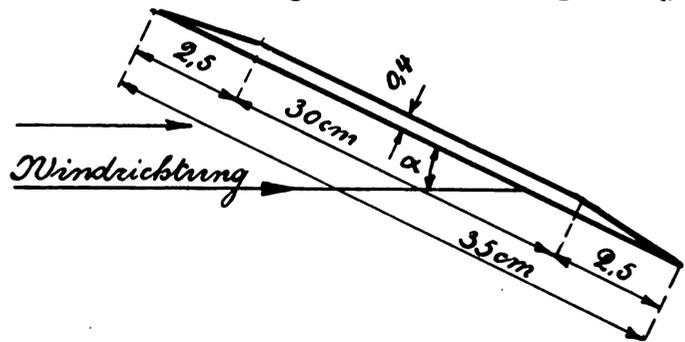


Fig. 1. Querschnitt der Platten.

zogen worden. Es sei jedoch betont, daß die diesen Linien entsprechenden Zustände bei den Messungen nicht erhalten werden konnten. O. Föppl, Assistent.

Die konstruktive Entwicklung der Flugmaschinen (Drachenflieger).

Von Dipl.-Ing. N. Stern, Frankfurt a. M., mit Abbildungen und Zeichnungen von A. Vorreiter.

Im ersten Stadium des Flugproblems hatte man die naive Meinung, daß der Mensch nur Flügel haben müsse, um fliegen zu können. Diese Flügel wurden aus Bambusstäben und Stoff möglichst leicht gebaut und am Körper angebracht. Hier haben wir die vollständige Naturnachahmung, die direkte Nachbildung des Vogels. Wir wissen, daß alles gewaltsame Flügelschlagen der so Beflügelten nichts half, das Fliegen ging über ihre Kraft. Man erkannte zum Teil frühzeitig den entscheidenden Mangel an Kraft, vermochte jedoch nicht gewaltsam zu ertrotzen, was der Stand der Technik noch versagen mußte. Als

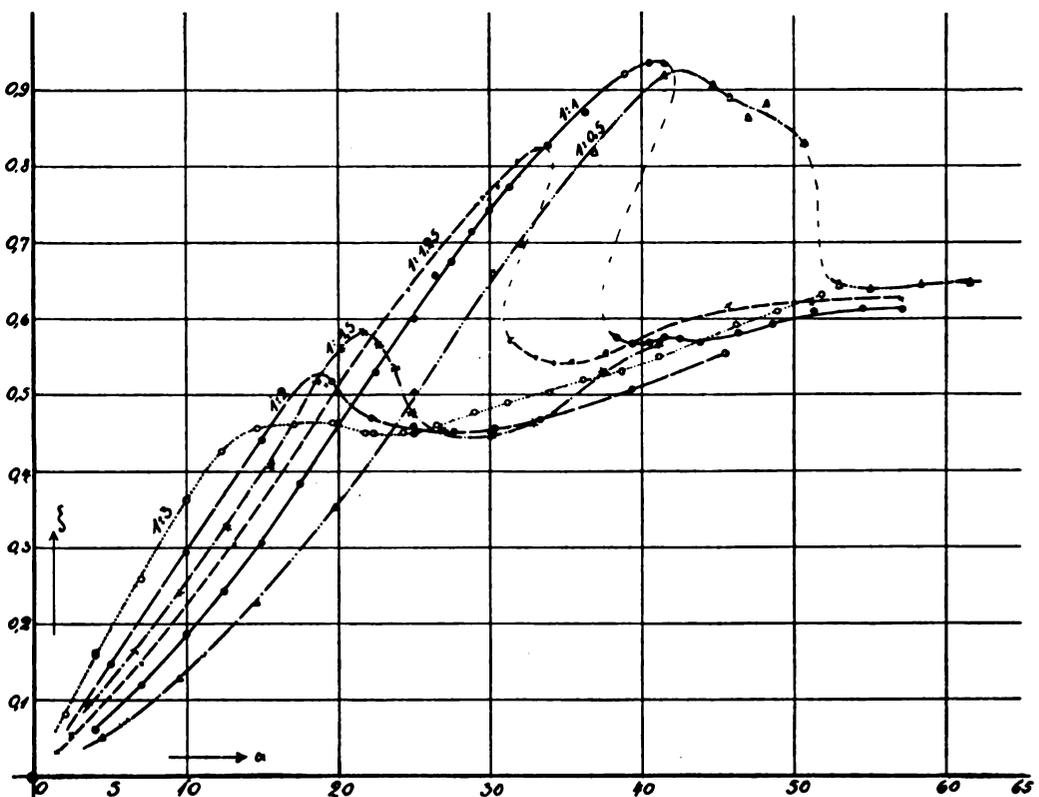


Fig. 2. Winddrücke, abhängig vom Neigungswinkel.

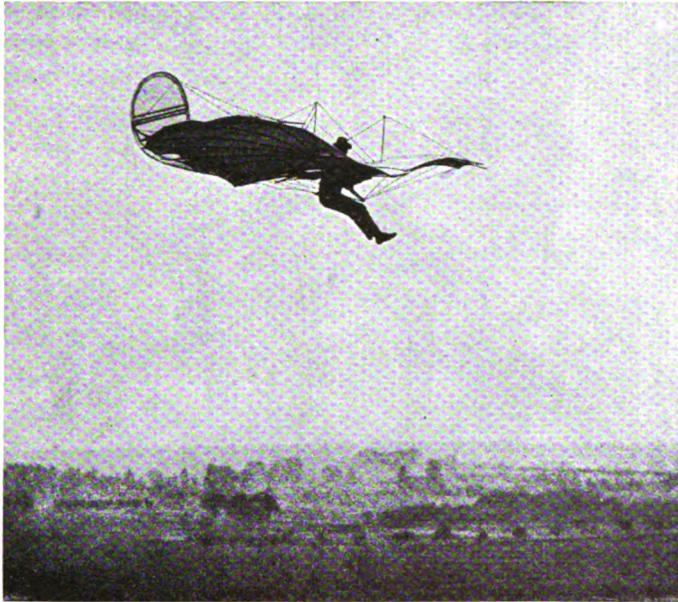


Fig. 1. Gleitflieger von Lilienthal im Fluge.

(Aus dem Werke von Lilienthal »Der Vogelflug«, Verlag von R. Oldenbourg.

man daher das Hochfliegen durch eigene Muskelkraft aufzugeben hatte, hielt man über die zugestandenen Mittel der Technik Umschau und sah, daß auch damit bereits ein Anfang möglich war. Dieser Anfang war der Gleitflug. Hierzu waren »nur Flügel« nötig, zu denen die technischen Mittel ja zugänglich waren. Man erkannte also die Möglichkeit, mittels ausreichend großer Tragflächen von einem erhöhten Standort herabzugleiten. Damit war bereits viel gewonnen, denn es war überhaupt erst einmal eine Gelegenheit geschaffen, mit dem Medium Luft bekannt zu werden und Grundlagen zu ausbaufähiger Beobachtung zu haben. Die bescheidene Beschränkung auf den Gleitflug, wenn wir von dem mitreibenden, irrigen Hintergedanken des Segelflugs absehen, erwies sich also fruchtbar. Der Altmeister Lilienthal, der so begann, und seine Schule haben gewaltige Vorarbeit für die Entwicklung der Flugtechnik geleistet.

In konstruktiver Beziehung hat das Lilienthalsche Flugzeug (Fig. 1 u. 2) sich noch kaum vom Vogelbild entfernt. Körper des Führers und Flügel bilden hier noch ein zusammenhängendes Ganzes. Die Körperbewegungen wirken aktiv beim Verlauf des Fluges mit. Eine gewisse Lösung beider verrät bereits der Chanutsche Gleitflieger, der aber auch der Körperbewegung zur Schwerpunktsverlegung bedarf. Einen entscheidenden Schritt haben erst die Gebrüder Wright getan, die den Flugapparat zum eigentlichen Träger der Person gemacht haben. Es handelt sich also, wie schon vorweggenommen, nicht mehr um ein Flügelpaar, es handelt sich um einen Flugapparat. Hierzu gehören ein Sitz oder Ruhepunkt für den Führer und Steuervorrichtungen, die aus der Ruhelage und ohne deren Veränderung bedient werden können. Das konstruktive Bild hat sich also, wie Fig. 1—3, Seite 56, Heft 5, zeigt, erheblich geändert. Die Zusammengehörigkeit von Flügel und Körper hat bereits aufgehört, der Körper ist vollständig frei! Hiermit ist ein Gesichtspunkt gewonnen, der nicht mehr verlassen wird. Mit dem so geschaffenen Flugapparat haben die Gebrüder Wright bekanntlich viele hundert gelungene Gleitflüge ausgeführt, wobei sie die Lenkung und Führung des Apparates vollständig beherrschen lernten. So konnten sie den nächsten Schritt, den Einbau eines Motors mit Propeller, wagen.

Der Wrightflieger ist also dadurch entstanden, daß in den Gleitflieger Motor und Antriebsorgane hineingesetzt wurden. Dieser Entwicklungsgang ist wesentlich, denn er deutet die für die heutige Flugtechnik noch vorherrschende konstruktive Richtung an: mit Motoren und Antriebsorganen versehene Gleitflieger. Damit haben wir dasselbe wie im Luftschiffbau, wo manche Konstruktionen nichts anderes, als mit Motoren und Antriebsorganen versehene Freiballons sind. Wir haben den gleichen Stand der Technik, wie zu Beginn des Automobilbaues, als das Automobil noch nicht mehr, als eine mit Motor ausgerüstete Pferdekutsche war. Heute hat das Automobil die anfänglich entliehene Gestalt abgestreift und sich zu eigener, aus der inneren Notwendigkeit gegebenen Formgestaltung entwickelt. Wir werden im folgenden sehen, wie diese Entwicklung auch bei der Flugmaschine bevorsteht und welche Hauptkonstruktionsgesichtspunkte für eine eigene Gestaltung heute gegeben werden können.

Die Flugmaschine ist ein Motorfahrzeug zur Personenbeförderung. Wenn wir diesen Grundzweck ins Auge fassen, so ergibt sich von selbst, daß man davon ausgehen muß, einen Träger für Motoren und Personen zu schaffen. Die meisten Flugapparate gehen heute von den Tragflächen aus, in die sie, wie schon gesagt, alles hineinsetzen und man hat sich bisher gegen diese Praxis, die zugegebenermaßen zum Ziel führte, kaum aufgelehnt. Im Grunde genommen sollte aber die Aufgabe anders angefaßt werden. Wir haben zu allererst ein abgeschlossenes Gestell oder Gerüst zu schaffen, das die Personen oder Motoren aufnimmt und auf dem sich das Fahrzeug zu Lande bewegt. Dieses geschlossene Ganze wird erst von den Tragflächen getragen. Sie haben keine größere Bedeutung als die Räder eines Wagens oder Automobils. Bei deren Konstruktion geht man ja auch nicht von den Rädern aus, sondern vom Chassis, von dem Träger der Personen und maschinellen Organe. Das Automobil hat in der Beziehung ein beachtenswertes Vorbild geschaffen. Das Chassis bildet selbstverständlich heute den Träger aller Organe! Ein entsprechendes Chassis gehört der Flugmaschine. Während aber beim Automobil zwei Längsträger die Hauptversteifungsträger sind, müßte naturgemäß beim Flieger ein räumliches Gestell von 4 Längsträgern verwendet werden. Dieses Gestell wird wieder in Anlehnung an das automobile Vorbild in seinem Vorderteil den Motor tragen, weiter hinten den Führersitz und die Passagiere aufnehmen und in ein Ende auslaufen, das

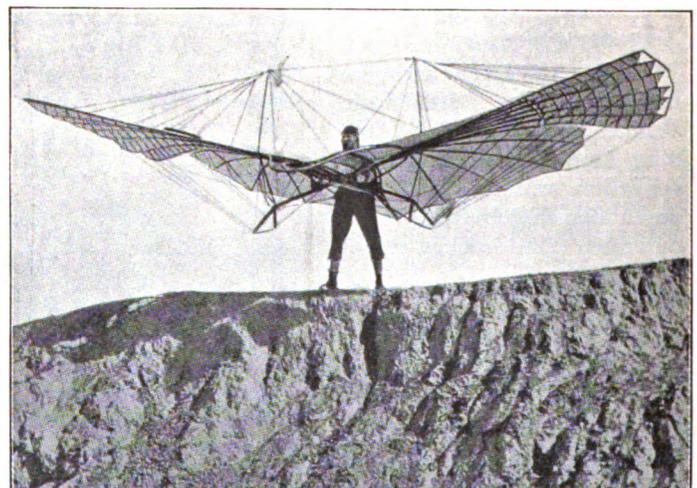


Fig. 2. Gleitflieger von Lilienthal an dem Absprung.

die rückwärtigen Höhen- und Seitensteuer trägt. Einen Anklang an dieses Traggestell zeigt bereits, wenn auch noch nicht in klarer Ausprägung, der Voisinsche Flieger (Fig. 3.) Es ist hier ein spitz zulaufendes Gestell, das Führersitz und Motor trägt, vorhanden. Dieser Teil ist aber nicht zum eigentlichen Tragkörper des ganzen Baues entwickelt, er wird vielmehr ganz unterdrückt und scheint nur wie ein behutsam aus dem ganzen Tragflächengebilde vorgestreckter Arm. Schließlich wächst sich das Tragflächengebilde nach hinten wieder ganz selbständig aus, so daß das Tragmotiv doch unterdrückt ist. Der Voisinsche Flieger hat also noch das Tragflächengestell anstatt Traggestell zur Grundform.

Das gleiche Bild des konstruktiven Aufbaues zeigen überhaupt fast alle Doppeldecker. Man nahm hier das mit den 'Doppelflächen' gegebene Raumgebilde als willkommene Grundlage, einen leichten und tragfähigen Tragkörper zu schaffen, der »auch« Motoren und Personen aufnehmen kann. Diese Möglichkeit war natürlich für die ersten Gestaltungen der Drachenflieger, wo es sich nur darum handelte, überhaupt eine Flugleistung zu erreichen, sehr beachtenswert. Jetzt scheint aber das Festhalten an den versuchten Erstlingsformen die konstruktive Läuterung aufzuhalten. In allen Doppeldeckern ist keine

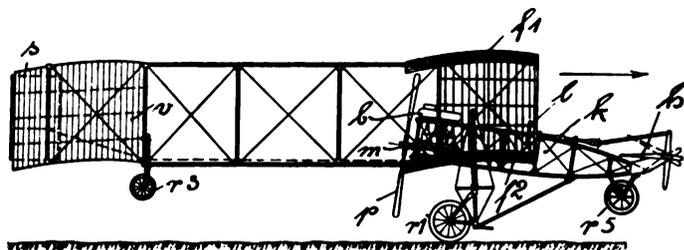


Fig. 3. Zweidecker von Voisin.

k Körper (Rumpf) des Drachenfliegers, *f*₁, *f*₂ Tragflächen, *v* Schwanzflächen, *s* Seitensteuer, *h* Höhensteuer, *m* Motor, *p* Propeller, *r*₁ bis *r*₂ Anlaufräder, *b* Benzinbehälter, *l* Lenkrad.

rechte Ordnung der Einzelorgane anzutreffen. Das äußere Bild kommt von den Kastenformen nie richtig los und alle Versuche, bauliche Grundmotive stärker zu betonen, führen zu ungeschickten Formen. Beispielsweise hat der Drachenflieger von Piquerez (Fig. 4 u. 5) in sehr beachtenswerter Weise die Ordnung der Organe vorgenommen. Hier haben wir den Tragkörper vollständig durchgeführt. Er enthält den Sitz, die Maschinenanlage, die Steuerungsorgane (mit Ausnahme der Stabilisierungsflächen) und wird von 4 Rädern getragen. Auch in vollständig folgerichtiger konstruktiver Konsequenz ist hier der Schraubenantrieb am Tragkörper montiert und so tatsächlich eine in sich geschlossene Konstruktion geschaffen; vollständig ohne Verbindung mit allen Antriebsorganen sind die Tragflächen als für sich abgeschlossenes Ganze behandelt. Das scheint richtig, wenn auch hier die Verbindungslosigkeit von Tragfläche und Traggestell noch zu sehr ins Auge fällt. In Wirklichkeit sollte die Tragfläche »angewachsen« sein oder aus dem Gestell herauswachsen. Immerhin ist die grundlegende Erkenntnis hier zum Ausdruck gekommen, nämlich: die Entwicklung des Traggestelles in der Flugrichtung. Der Wrightsche Apparat (vgl. Heft 5) dagegen hat das Traggestell = Tragflächengebilde in der Querrichtung entwickelt und Höhen- und Seitensteuer »daran gesetzt«. Im Gegensatz hierzu ist als konstruktives Prinzip die Entwicklung in der Längsrichtung und das Ansetzen oder Heraus-

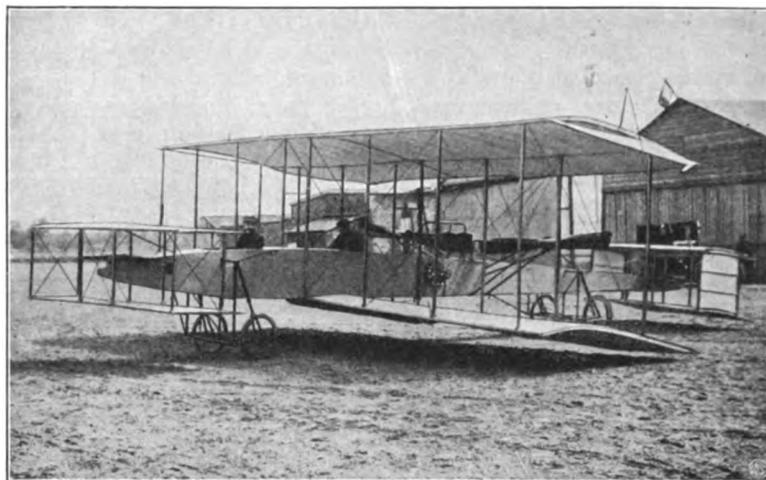


Fig. 4. Zweidecker von Piquerez.

wachsen der Haupttragflächen zu betonen. Der ganz auf Querauscheidung angelegte Doppeldecker läßt sich schwer durch eine Längstraggestellkonstruktion beherrschen und über diese Schwierigkeit ist auch der Piquerez-Drachenflieger nicht hinweggekommen.

Ganz anders liegen die Verhältnisse beim Eindecker. Hier ist von vornherein kein quer sich erstreckendes Raumgebilde vorhanden, in das man hinein- und an das man anbauen kann. Die Konstruktion verlangt also direkt ein Gestell, das nur als Längsträgergebilde konstruiert werden kann. Mit geradezu hervorragendem konstruktiven Geschick hat Blériot bei seinem durch den Kanalflug berühmt gewordenen Modell XI (Fig. 6) die Aufgabe gelöst und ein Vorbild dafür geschaffen, daß man mit der konstruktiven Gestaltung auch die höchsten Leistungen erzielen kann. Die Ausbildung des bekannten Blériotischen Traggestells trägt ganz das Zeichen zweckmäßiger Einfachheit. Sie ist der stärkste konstruktive Ausdruck eines Flugfahrzeugs. Der technisch durchsichtige Bau des auf Räder gestellten Tragkörpers zeigt bereits so viel eigene Formgestaltung, daß hier das Vogelvorbild, an dem zum Schaden der Entwicklung die Konstrukteure zu lange ängstlich festhielten, überwunden ist.

Wenn man an der so erkannten Ausbildung des Traggestelles festhält, so ergibt sich eigentlich die An-

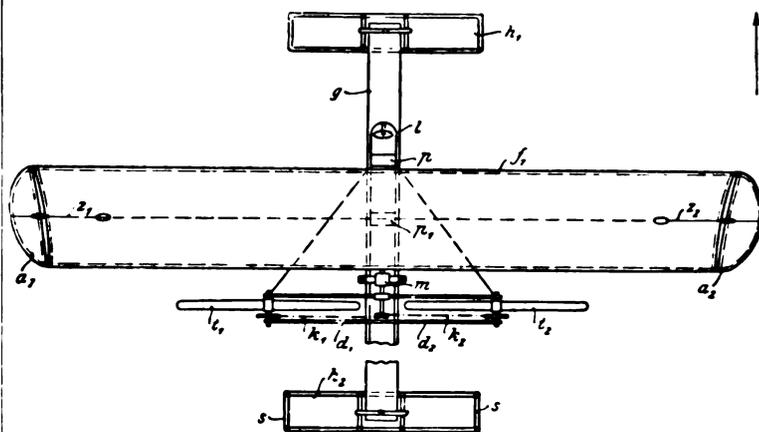


Fig. 5. Zweidecker von Piquerez.

f untere, *f*₁ obere Tragfläche, *a*₁ linke (gesenkte), *a*₂ rechte (gehobene) Stabilisierungsfläche, *h*₁ vorderes, *h*₂ hinteres Höhensteuer (obere Fächer abgenommen), letzteres gleichzeitig Seitensteuer mittels der senkrechten Flächen *s*, *t*₁ und *t*₂ Schrauben, *k*₁, *k*₂ Kettenantrieb für die Schrauben, *m* Motor, *d*₁, *d*₂ Lagerarme für die Schrauben, *g* Körper (Mittelgerüst) mit *p* Führersitz und *p*₁ Sitz für einen Mitfahrer, *l* Lenkrad, *b* Hebel zur Betätigung der Stabilisierungsflächen *a*₁, *a*₂ durch die Seile *z*₁, *z*₂.

ordnung des Führer- und Passagiersitzes von selbst. Der Begriff ging von der Aufgabe der Personenbeförderung aus, also muß, wie schon angedeutet wurde, das Chassis der gemeinsame Träger von Maschinenanlage und Passagieren sein und selbst von Rädern und Flügeln getragen werden. Der natürlich gegebene Platz ist also im bzw. auf dem Chassis, wie ihn der Blériot-Flugapparat Nr. XI auch aufweist. Hier ist der Platz des Führers über den Flächen, und wenn wir von aller technischer Deutung absehen, bestätigt das ästhetische Bild schon allein die Richtigkeit dieser Anordnung. Wenn

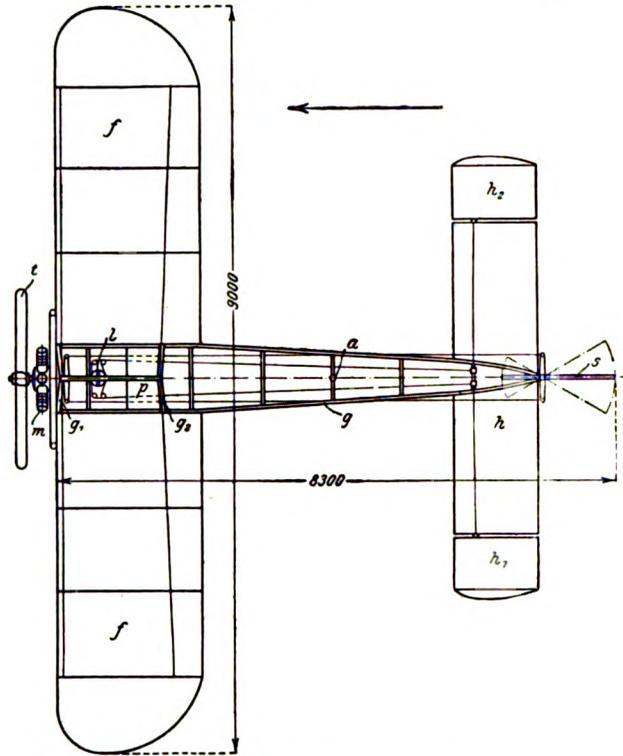


Fig. 6. Eindecker Nr. 11 von Blériot. (Ansicht von oben.)

f Tragflächen, *h* Schwanzfläche mit Stabilisierungsflächen *h*₁ und *h*₂, gleichzeitig Höhensteuer, *s* Seitensteuer, *g* Gerüst (Körper) mit *g*₁, *g*₂ Dreieck zum Vorspannen der Tragflächen, *a* bewegliche Gabel, in welcher das hintere Anlaufrad *v*₂ lagert.

man die »Sitzfigur« bei einem fliegenden Blériotapparat mit dem gegen das hintere Ende gerückten Führersitz betrachtet, so empfindet man sofort: dieses Überdenflügelsitzen ist das richtige. Man begreift, daß hier einer »auf Fittichen« durch den Raum fährt. Ästhetisch noch schöner wirkt die Sitzlage von Latham in seinem Antoinetteflieger; er sitzt noch mehr nach hinten gerückt, was ihm ein sieghafteres Aussehen verleiht. Über



Fig. 7. Die »Demoiselle« Santos Dumonts.

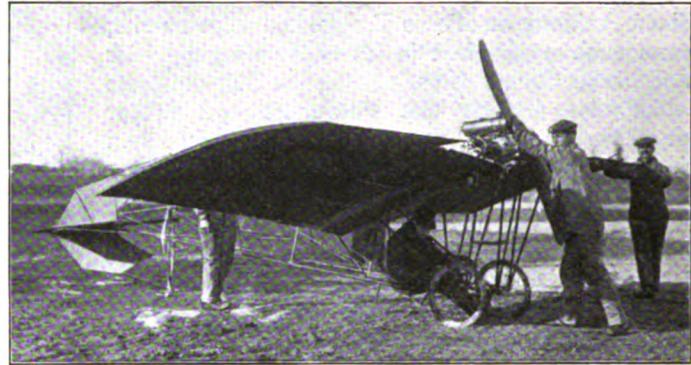


Fig. 8. Eindecker von Clément-Bayard nach dem Typ Santos Dumont.

die Richtigkeit dieser Sitzlage¹⁾, so stark sie auch dem konstruktiven Gefühl entspringt, herrscht jedoch unter den Konstrukteuren noch lange keine Einmütigkeit, vor allem vermögen nur die Konstruktionen diese Anordnung anzuwenden, die ein in der Flugrichtung entwickeltes Traggestell besitzen, also die genannten Eindeckerkonstruktionen. Die Zweidecker, die sich in der Flügelrichtung entwickeln, müssen ein Kompromiß schließen oder die Flieger direkt auf die Tragfläche setzen. Das tun die Gebrüder Wright. Wenn man aber sieht, wie die am Rande der Tragfläche sitzenden Menschen ihre Beine frei in den Raum hinaus strecken, so kann man kaum dabei eine praktisch annehmbare Bauform erkennen. Spätere Generationen werden diese genügsame, etwas akrobatenhaft anmutende Sitzgelegenheit, auf der man so Gewaltiges an Raumeroberung begonnen hat, belächeln. Es soll damit die praktische Leistungsfähigkeit des Wrightfliegers keineswegs verkannt werden, jedoch müssen die Grundprinzipien der Konstruktion herausgearbeitet werden, wenn man weitere Gesichtspunkte für die Entwicklung gewinnen will. Beim Voisindoppeldecker ist über Wright hinausgehend für den Führer ein besseres Unterkommen gefunden, indem der Führersitz vor dem Motor in den gondelartigen Tragkörper verlegt wurde. Die Anordnung des Sitzes über den Flächen hat sich aber auch bei den Konstrukteuren von Eindeckern noch nicht allgemein durchgesetzt. Grade hängt unter seinen Flügeln im Traggestell (siehe Abb. Seite 46 in Heft 3/4). Die kleine »Demoiselle« Santos Dumonts (Fig. 7, siehe auch Zeichnung Fig. 1—3, Heft 1/2, Seite 21), die Flugapparate Sidon und Ellehammers haben untenliegende Sitzplätze. In ihrer äußeren Form besitzt diese Anordnung nichts Gewinnendes. Wenn Santos Dumont in seiner »Demoiselle« hängt, hat man den Eindruck eines über ihm aufgespannten Regenschirms. Aber noch ein anderes, sehr wichtiges Moment spricht zu ungunsten aller unter den Tragflächen befindlichen Sitze, das ist die Rücksicht auf die Absturzgefahr. Wenn man schon an die Möglichkeit eines eintretenden Absturzes denkt, darf der Flugapparat den Flieger nicht direkt unter sich begraben.

¹⁾ Es ist bei Betrachtung der verschiedenen Anordnungen absichtlich davon abgesehen, die im einzelnen für die betr. Einrichtung maßgebenden Gründe, sei es die Gewichtsverteilung, die Schwerpunktslage usw. zu erwähnen, sondern es ist nur das bauliche Moment zur Beurteilung herangezogen. Die Tatsache beispielsweise, daß der oben liegende Sitz praktisch ausgeführt wurde, und zwar beim ökonomischsten aller Flugapparate, rechtfertigt diese Konstruktion. Die allgemeinen baulichen Momente, die allen praktischen Forderungen nachgehen und die theoretischen doch dabei erfüllen, sind stets zur Entwicklung einer Konstruktion ausschlaggebend, nicht die bei einer Ausführung vielleicht infolge einseitiger Verfolgung eines bestimmten Momentes gewonnenen Einrichtungen.

Über den Tragflächen Sitzende sind durch einen ev. Sturz oder Fall weit weniger gefährdet, weil sie viel größere Chancen haben, oben zu bleiben. In der Beziehung bilden viele Konstruktionen richtige Mausefallen. Auch der Doppeldecker jeder Bauart steht in dieser Gefahrenklasse. Es ist eigentlich in gewissem Sinne verwunderlich, daß die Rücksicht auf die Sicherheit nicht stärker zugunsten der oben betonten Konstruktionen gesprochen hat. Man denkt eben noch nicht bei der Konstruktion an persönliche Sicherheit. Alle, die von der Flugidee gepackt werden, wollen nur fliegen, wollen ihr Leben einsetzen, um es zu gewinnen. Mit diesen Leuten und mit diesem Standpunkt wird man aber auf die Dauer nicht rechnen können. Es muß sich unbedingt die Bedingung durchsetzen, daß beim Flugapparat mehr als bei jedem anderen Fahrzeug die Sicherheit über alles geht! Mit der beängstigenden Leichtigkeit und Primitivität ist nicht mehr lange etwas anzufangen. Man wird dann starke vertrauensvolle Konstruktionen verlangen. Da ist vor allem bisher noch wenig von diesem gestrengen Standpunkt betrachtet worden, die Forderung einer starren Tragfläche, die von den sie belastenden Organen und Antriebssteilen befreit sein soll. Jede Beweglichkeit der Tragflächen bringt einen Unsicherheitsfaktor und ist deshalb bedenklich. Genügende Sicherheit genügt hier nicht, nur absolute Sicherheit ist ausreichend und genügend und das kann nur die starre Tragfläche bieten.

Man hat geltend gemacht, daß Flugmaschinen mit starren Tragflächen niemals zu praktischen Aufgaben verwendbar seien, weil ihre unförmige Größe jede Einmischung unter andere Fahrzeuge verbiete. Dem muß entgegengehalten werden, daß die Entwicklung bereits etwas entgegenkommt, indem sie die unförmige Größe der Tragflächen vermindert. Blériot kommt bereits mit 9 m Breite, Santos Dumont mit 5 m (gegen 12,5 m bei Wright) aus. Es steht also zu erwarten, daß man hier auf praktisch weniger umfangreiche Größen von selbst kommt. Aber selbst hiervon abgesehen, hat der Flugapparat vorläufig im Getriebe der Straße noch nichts zu suchen. Es läßt sich überhaupt bezweifeln, ob für ihn je dort sich Platz findet. Die hauptsächlichste Bedeutung wird er infolge seiner Schnelligkeit als Verkehrsmittel für größere Entfernungen finden, für Stadtverkehr ist er seiner Natur nach noch wenig geeignet. Auf keinen Fall können überhaupt solche Rücksichten jetzt Platz greifen. Heute gilt es ja, erst ein sicheres flugtüchtiges Fahrzeug zu schaffen, das praktischen Aufgaben näherrückt. Man hört heute allgemein von jenen, die wirklich schon geflogen sind, die Vorzüge einer Elastizität der Tragflächen rühmen. Sie soll bei elastischer Beschaffenheit auch Windstößen gegenüber nachgiebiger sein und leichter den Flugapparat wieder selbsttätig in die Gleichgewichtslage zurückbringen. Diese auf Tatsachen beruhende Beobachtung ist kaum in Frage zu stellen, jedoch scheint noch unerwiesen, ob die ganz starre Tragfläche nicht noch bessere Eigenschaften zeigen wird. Die heute verwendeten Tragflächen sind kaum als vollständig unverrückbar anzusprechen. Wenn man aber erst mit annehmbaren Gewichten eine vollständig starre Tragfläche schaffen kann, scheint es mir sehr wahrscheinlich, daß diese Tragfläche sowohl in dynamischer Beziehung einen besseren Nutzeffekt entwickelt, als auch in bezug auf Stabilität vorteilhafter ist. Wenn die nachgiebige Tragfläche sozusagen pariert, wird die starre Fläche besser im Winde stehen und unbeirrter ihre Bahn ziehen. Wenn sich dies bestätigt, käme wieder einmal die Forderung der Sicherheit mit der Ökonomie zusammen, wie überhaupt oft durch den richtigen Weg leicht eine ganze Reihe Vorteile gewonnen werden.

Die Anordnung der Propeller weist bei den heutigen Flugapparaten auch verschiedene Ausführungsformen auf.

Die Anordnung mit direkt an den Motor gekuppeltem Propeller findet mehr und mehr Verwendung. Bei Eindeckern ist die Form schon typisch geworden. Sie bietet den Vorteil bequemer Zugänglichkeit des Motors und die Vermeidung jeglicher Übertragungsorgane. Praktisch hat der vorn liegende Propeller aber den Nachteil, daß der Flieger ganz dem Luftstrom und allen seinen mitgeführten Verunreinigungen (Ol usw.) ausgesetzt ist. Das wird von Leuten, die bequem und angenehm fliegen wollen, daher jedenfalls bald abgelehnt. Das Vorbild Blériots und Antoinettes ist hierbei vielleicht zu sehr respektiert worden. Eine Doppelpropelleranordnung nach Art des schon erwähnten Piquerezfliegers am Traggestell montiert gäbe sicher viele Vorteile. Es werden dann Übertragungsorgane erforderlich, man hat aber den Vorteil, daß man den Motor mit der heute höchstmöglichen Tourenzahl laufen lassen kann und die Propeller durch die zwischengeschaltete Übersetzung auf niedrige Tourenzahl bringt. Der schneller laufende Motor ergibt bei gleichem Gewicht höhere Leistung, die langsamer laufenden Propeller arbeiten erfahrungsgemäß mit höherem Nutzeffekt. Dabei ist Voraussetzung, daß Propeller und Übertragung tatsächlich bruch sicher gebaut sind, dann wird die gegen die Doppelpropelleranordnung stets geltend gemachte Gefahr beseitigt und ihre Vorzüge werden mehr hervortreten.

Wie gezeigt wurde, liegt die Entwicklung heute in besonderem Maße auf konstruktiver Grundlage. Es ist ein falscher Ehrgeiz, wenn jeder, der sich mit dem Flugproblem befaßt, glaubt, unbedingt ein unerhört neues System von Grund auf schaffen zu müssen. So geraten wir immer tiefer in Systemqualen hinein und die Situation wird fortgesetzt unklarer. Dabei ist allem Anschein nach das Unerhörte und Wunderbare in der Flugtechnik bereits zum größten Teil vorweggenommen und es gilt jetzt aus den praktischen Erkenntnissen das Lebensfähige herauszuschälen und mit dem bewährten Rüstzeug der allgemeinen Technik seine Vollendung zu betreiben. Die Aufgabe, die sich hierbei noch bietet, ist groß und dankbar, auch wenn man den hier angedeuteten Weg verfolgt, aus Bestand und Ziel das Entwicklungsfähige zu erkennen und auszubilden. Aus der Systemunzahl erfolgt dann von selbst die Rückbildung auf wenig brauchbare Formen, die uns dann »der Flugmaschine« näher bringen.

Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger.

Von Wilhelm Deimler, München.¹⁾ (Fortsetzung.)

Durch elementare Operationen lassen sich die Gleichungen (1), (2), (3) auf die Form bringen:

$$\begin{aligned} \ddot{A} + l_1 V + l_2 \Theta + l_3 \dot{A} + l_4 \dot{A} &= 0, \\ \ddot{\Theta} + l_5 V + l_6 \Theta + l_7 \dot{A} + l_8 \dot{A} &= 0, \\ \ddot{V} + l_9 V + l_{10} \Theta + l_{11} \dot{A} + l_{12} \dot{A} &= 0. \end{aligned}$$

Wir haben also ein System von homogenen linearen Differentialgleichungen mit konstanten Koeffizienten vor uns. Durch die Substitution

$$A = Ae^{\lambda t}, \quad \Theta = Be^{\lambda t}, \quad V = Ce^{\lambda t}$$

erhält man

$$\begin{aligned} A(\lambda^2 + l_4 \lambda + l_3) + B l_2 + C l_1 &= 0, \\ A(l_8 \lambda + l_7) + B(\lambda + l_6) + C l_5 &= 0, \\ A(l_{12} \lambda + l_{11}) + B l_{10} + C(\lambda + l_9) &= 0. \end{aligned}$$

¹⁾ Auszug aus der Göttinger Dissertation (München, R. Oldenbourg, 1910).

Die Bedingung für das Nebeneinanderbestehen dieser Gleichungen ist das Verschwinden ihrer Determinante, so daß wir für λ eine Gleichung vierten Grades erhalten:

$$\begin{vmatrix} \lambda^2 + l_4 \lambda + l_3 & l_2 & l_1 \\ l_8 \lambda + l_7 & \lambda + l_6 & l_5 \\ l_{12} \lambda + l_{11} & l_{10} & \lambda + l_9 \end{vmatrix} = 0.$$

Dies ist die allgemeine Form der Gleichung. Für starre Gleitflieger ist nach a) und b) $l_1 = 0$ sowie $l_2 = -l_3$, so daß man folgende einfachere Gleichung erhält:

$$\left. \begin{aligned} \lambda^4 + \lambda^3 [l_4 + l_6 + l_9] + \lambda^2 [l_6 l_9 - l_5 l_{10} + l_4 l_6 \\ + l_4 l_9 + l_3 l_8 + l_3] + \lambda [l_3 (l_9 + l_8 l_9 - l_5 l_{12} \\ + l_6 + l_7) + l_4 (l_6 l_9 - l_5 l_{10}) + [l_3 (l_6 l_9 - l_5 l_{10} \\ + l_7 l_9 - l_5 l_{11})] \end{aligned} \right\} (15) = 0.$$

Abkürzend wollen wir dafür schreiben:

$$\lambda^4 + p_1 \lambda^3 + p_2 \lambda^2 + p_3 \lambda + p_4 = 0.$$

Dabei haben die l folgende Bedeutung:

$$l_1 = -\frac{1}{J_y} \left(\frac{\partial R_1}{\partial v} \right)_0 = 0$$

$$l_3 = -l_2 = -\frac{1}{J_y} \left(\frac{\partial R_1}{\partial \delta} \right)_0 = +\frac{1}{J_y} \left(\frac{\partial R_1}{\partial \vartheta} \right)_0$$

$$l_4 = -\frac{1}{J_y} \left(\frac{\partial R_1}{\partial \delta} \right)_0$$

$$l_5 = \frac{1}{M \bar{v}_0} \cos \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_3}{\partial v} \right)_0 = \frac{2g \cos \vartheta_0}{v_0^2}$$

$$l_6 = \frac{1}{M \bar{v}_0} \left[\sin \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_2}{\partial \vartheta} \right)_0 + \cos \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_3}{\partial \vartheta} \right)_0 \right]$$

$$l_7 = \frac{1}{M \bar{v}_0} \left[\sin \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_2}{\partial \delta} \right)_0 + \cos \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_3}{\partial \delta} \right)_0 \right]$$

$$l_8 = \frac{1}{M \bar{v}_0} \left[\sin \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_2}{\partial \delta} \right)_0 + \cos \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_3}{\partial \delta} \right)_0 \right]$$

$$l_9 = \frac{1}{M} \sin \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_3}{\partial v} \right)_0 = \frac{2g}{v_0} \sin \vartheta_0$$

$$l_{10} = \frac{1}{M} \left[\sin \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_3}{\partial \vartheta} \right)_0 - \cos \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_2}{\partial \vartheta} \right)_0 \right]$$

$$l_{11} = \frac{1}{M} \left[\sin \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_3}{\partial \delta} \right)_0 - \cos \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_2}{\partial \delta} \right)_0 \right]$$

$$l_{12} = \frac{1}{M} \left[\sin \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_3}{\partial \delta} \right)_0 - \cos \vartheta_0 \left(\frac{\partial R_2}{\partial \delta} \right)_0 \right]$$

Die Dimensionen der Koeffizienten von $\lambda^4, \lambda^3, \lambda^2, \lambda^1, \lambda^0$ sind wie es sein muß $\text{sec}^0, \text{sec}^{-1}, \text{sec}^{-2}, \text{sec}^{-3}, \text{sec}^{-4}$. Wie schon angedeutet, besteht beim starren Gleitflieger zwischen den Koeffizienten von Θ und \mathcal{A} eine einfache Beziehung; es ergibt sich durch kurze Rechnung:

$$\left. \begin{aligned} l_6 + l_7 &= \frac{g \sin \vartheta_0}{v_0} = \frac{l_9}{2} \\ l_{10} + l_{11} &= -g \cos \vartheta_0 = -\frac{l_5 \bar{v}_0^2}{2} \end{aligned} \right\} (16).$$

Andre einfache Beziehungen zwischen den l_i bestehen nicht, entsprechend der Tatsache, daß die andern Störungen außer Θ und \mathcal{A} keinen einfachen physika-

lischen Zusammenhang haben. Nach (16) läßt sich das letzte Glied p_4 folgendermaßen schreiben:

$$p_4 = l_3 \frac{l_9^2 + l_5^2 \bar{v}_0^2}{2} \quad (17).$$

Der Nutzen dieser Umformung wird bald klar werden.

B. Transversale Schwingungen:

Die transversalen Schwingungen bestimmen sich ganz analog wie die longitudinalen (vgl. Dissertation des Verfassers). Man erhält hier zunächst eine Gleichung vom fünften Grade in λ , die aber befriedigt wird durch $\lambda = 0$. Was heißt das physikalisch? Die durch eine Gleichung n -Grades bestimmte Schwingung wird bekanntlich dargestellt durch $A e^{\lambda_1 t} + B e^{\lambda_2 t} + \dots + C e^{\lambda_n t}$, wo die A, B, \dots, C Konstante und die $\lambda_1, \dots, \lambda_n$ Wurzeln der Gleichung n -ten Grades sind. Wenn jetzt eines dieser λ gleich Null ist, so ergibt sich in der Lösung eine Konstante, die durch eine Koordinatentransformation eliminiert werden könnte. Das entspricht eben der bereits erwähnten Tatsache, daß bei einer Veränderung des Azimuts der Flugrichtung gar keine Schwingung erfolgt.

Um die physikalische Anschauung nicht ganz zu verlieren, wollen wir uns die Bedeutung der einzelnen Gleichungsglieder möglichst klar machen. Wir benutzen dazu die Gleichung für die longitudinalen Schwingungen, für die transversalen gilt Analoges.

Das wichtigste Glied ist, wie wir bald erkennen werden, l_3 , das im letzten Koeffizienten als Faktor auftritt. Es ist $l_3 = -\frac{1}{J_y} \left(\frac{\partial R_1}{\partial \delta} \right)_0$, oder, da l_3 die Dimension sec^{-2} hat, wollen wir setzen $T_3^2 = \frac{1}{l_3} = -\frac{1}{J_y} \left(\frac{\partial R_1}{\partial \delta} \right)_0$. Man ersieht aus Gleichung I.: ändert man δ_0 um \mathcal{A} , während die anderen Größen unverändert bleiben, so entsteht ein Drehmoment $d = \mathcal{A} \left(\frac{\partial R_1}{\partial \delta} \right)_0$, also ist:

$$T_3^2 = \frac{1}{l_3} =$$

$$= \frac{J_y \mathcal{A}}{d} = \frac{\text{Trägheitsmoment} \times \text{Ausschlagwinkel}}{\text{Entstandenes Drehmoment}}.$$

Man sieht die Analogie mit der Pendelgleichung:

T_3 wird bis auf eine multiplikative Konstante $\frac{1}{2\pi}$ gleich der Schwingungszeit des Gleitfliegers um seine Gleichgewichtslage δ_0 , vorausgesetzt, daß die andern Kraftgrößen konstant blieben. Damit T_3 reell wird, muß das entstandene Drehmoment d anderes Vorzeichen haben als der Ausschlagswinkel \mathcal{A} . Das heißt aber: l_3 muß positiv werden. Angenommen die jetzt betrachtete Bewegung ginge unabhängig von den andern Störungen vor sich, so hätten wir in $l_3 > 0$ offenbar eine notwendige Stabilitätsbedingung.

Um die Bedeutung der Koeffizienten von λ^3 und λ^2 zu gewinnen, nehmen wir z. B. bloß an ϑ_0 und \bar{v} eine Veränderung vor und erhalten:

$$\begin{aligned} \dot{\Theta} + l_5 V + l_6 \Theta &= 0 \\ \dot{V} + l_9 V + l_{10} \Theta &= 0, \end{aligned}$$

daraus nach bekannter Methode

$$\ddot{\Theta} + \Theta (l_6 + l_9) + \Theta (l_6 l_9 - l_5 l_{10}) = 0,$$

also offenbar eine gedämpfte Pendelschwingung. Der Koeffizient von $\dot{\theta}$ ist charakteristisch für die Dämpfung ($\frac{l_6 + l_9}{2} = \text{logarithmisches Dekrement}$). Verfahren wir analog für ϑ und $\frac{d\delta}{dt}$, \bar{v} und $\frac{d\delta}{dt}$ sowie für δ allein (das uns zu dem schon behandelten Glied l_3 führt), so erhalten wir als Summe der Koeffizienten des letzten Glieds gerade den Koeffizienten von λ^2 , als Summe der Koeffizienten des mittleren Glieds gerade den doppelten Koeffizienten von λ^3 , so daß letzterer als Dämpfungsglied erscheint, ersterer als Schwingungsglied.

Die Deutung der anderen Koeffizienten ist nicht mehr recht anschaulich und wird deshalb hier unterlassen.

§ 7.

Nähere Ausführungen über die Stabilitätsbedingungen.

Wie schon in § 2 erörtert, stellt sich entsprechend den zwei Gleichungen 4. Grades, $\lambda^4 + p_1 \lambda^3 + p_2 \lambda^2 + p_3 \lambda + p_4 = 0$, die wir erhielten, jede Longitudinal- und Transversalschwingung in der Form dar:

$$\text{Schwingung} = Ae^{\lambda_1 t} + Be^{\lambda_2 t} + Ce^{\lambda_3 t} + De^{\lambda_4 t}.$$

Als notwendige und hinreichende Bedingungen für das Abklingen dieser Schwingungen mit der Zeit, also als notwendige und hinreichende Stabilitätsbedingungen, hatten wir erhalten

$$p_1 > 0; p_1 p_2 - p_3 > 0; (p_1 p_2 - p_3) p_3 - p_1^2 p_4 > 0; p_4 > 0 (S)$$

oder auch

$$p_1 > 0; p_2 > 0; p_3 > 0; p_4 > 0; (p_1 p_2 - p_3) p_3 - p_1^2 p_4 > 0 (S').$$

Die p haben dabei die im letzten Paragraphen festgesetzte Bedeutung. ($p_1 p_2 - p_3$) $p_3 - p_1^2 p_4$ wollen wir mit Bryan und Williams¹⁾ mit H bezeichnen.

Bei der praktischen Untersuchung der Stabilität ist besonderes Augenmerk auf folgende Größen zu richten: Auf die Lage des Schwerpunkts, auf das Gewicht und die Trägheitsmomente des Gleitfliegers, auf die Größe, Form und gegenseitige Stellung der Flächen. Dabei ist aber auch stets an der Bedingung eines guten Flugvermögens festzuhalten, d. h. an der Bedingung, daß ϑ_0 klein sei. ϑ_0 und δ_0 , also Gleitwinkel und Stellung des Fliegers während der stationären Bewegung, können offenbar aus den Gleichungen I' und II' des § 4 berechnet werden, ohne daß das Gewicht und die Trägheitsmomente des Aeroplans gegeben sind. Das heißt aber, Gleitwinkel und Stellung des Fliegers sind unabhängig von allen Annahmen über sein Gewicht (resp. Geschwindigkeit) und seine Trägheitsmomente. So ist also die Möglichkeit gegeben, folgende zwei Fragen verhältnismäßig einfach zu diskutieren: 1. kann man das Gewicht des Fliegers fest vorgeben und untersuchen, welchen Einfluß eine Veränderung der Trägheitsmomente auf die Stabilität des Gleitfliegers hat; 2. kann man die Trägheitsradien festhalten und den Einfluß einer Veränderung des Gewichts untersuchen. Die erste Möglichkeit soll in einem Beispiel (Beisp. 6) näher besprochen werden; hier wollen wir uns mit der zweiten Frage beschäftigen, die sich in der Rechnung als noch bequemer erweist. Wenn die Trägheitsradien ungeändert bleiben sollen bei einer Veränderung des Gewichts, so sind die Trägheitsmomente und das Zentrifugalmoment proportional mit M . Ferner ist Mg

gleich der Widerstandskomponente des Fliegers in vertikaler Richtung, also proportional mit \bar{v}_0^2 . Daher ergeben sich für die p und das H Polynome, die noch \bar{v}_0 als Variable enthalten und folgende Form haben:

Longitudinal

$$\begin{aligned} p_1 &= A_1 v_0^{-1} \\ p_2 &= A_2 + B_2 v_0^{-2} \\ p_3 &= A_3 v_0^{-1} + B_3 v_0^{-3} \\ p_4 &= A_4 v_0^{-4} \\ H &= A_5 v_0^{-2} + B_5 v_0^{-4} + C_5 v_0^{-6}. \end{aligned}$$

Transversal

$$\begin{aligned} p_1 &= A_6 v_0^{-1} \\ p_2 &= A_7 + B_7 v_0^{-2} \\ p_3 &= A_8 v_0^{-1} + B_8 v_0^{-3} \\ p_4 &= A_9 + B_9 v_0^{-2} \\ H &= A_{10} v_0^{-2} + B_{10} v_0^{-4} + C_{10} v_0^{-6}. \end{aligned}$$

So ergeben sich für das \bar{v}_0 und damit für das Gewicht Mg des Gleitfliegers im allgemeinen bestimmte Grenzen, innerhalb deren er stabil resp. labil ist. Lassen wir \bar{v}_0 bloß in dem Bereich variieren, in welchem es Stabilität bewirkt, so variieren mit \bar{v}_0 auch die Wurzeln $\lambda_1 \dots \lambda_4$ der Schwingungsgleichungen 4. Grades und damit wieder die Schwingungsformen des Gleitfliegers. Man wird ja durch geeignete Wahl des \bar{v}_0 mitunter bewirken können, daß die Schwingungsgleichung z. B. bloß reelle Wurzeln hat, dann erfolgt überhaupt keine eigentliche Schwingung, sondern die Dämpfung ist so stark, daß sich der Flieger asymptotisch wieder seiner Gleichgewichtslage nähert. Oder man kann der Schwingungsgleichung zwei Paare komplexer Wurzeln verschaffen oder auch zwei reelle und ein Paar komplexer. Diese Gedanken, die guten Einblick in das Verhalten eines Fliegers gewähren, sollen an einem Beispiel (Beisp. 6) noch näher ausgeführt werden.

Die Bedingung $p_4 > 0$ ist für longitudinale Schwingungen leicht plausibel. Es ist ja: $p_4 = \frac{l_9^2 + l_5^2 v_0^2}{2} \cdot l_3$.

Die Bedingung $p_4 = 0$ heißt also gleichzeitig: es muß $l_3 > 0$ sein. Das heißt aber nach dem obigen: Eine Drehung \mathcal{A} um die Gleichgewichtslage muß ohne Rücksicht auf die übrigen mit ihr verkoppelten Störungen Kräfte erzeugen, die diese Störung rückgängig zu machen suchen. (Für den elastischen Flieger läßt sich diese einfache Beziehung nicht ebenso ableiten, denn wie man leicht aus der Determinante auf S. 43 erkennt, treten in dem Koeffizienten p_4 auch Glieder mit l_1 ohne l_3 auf, so daß l_3 nicht mehr als Faktor herausgesetzt werden kann.)

Im nächsten Paragraphen soll die für den starren Gleitflieger notwendige Stabilitätsbedingung $l_3 > 0$ weiter diskutiert werden und sollen einige Stabilitätsfragen an Beispielen diskutiert werden.

§ 8.

Beispiele.

Beispiel 1. Die notwendige Stabilitätsbedingung $l_3 > 0$ ist zu diskutieren für den Fall eines Gleitfliegers, bestehend aus zwei ebenen Flächen, für die der Winkel $\psi = 0$ ist.

Für $\psi = 0$ wird

$$R_1 = \Sigma K v^2 [f_{(a)} (-z \cos \varphi - x \sin \varphi) + F_{(a)} (z \sin \varphi - x \cos \varphi)]; \quad (R_1)_0 = 0$$

$$J_y l_3 = \left(\frac{\partial R_1}{\partial \vartheta} \right)_0 = \Sigma K \bar{v}_0^2 [f'_{(a)} (-z \cos \varphi - x \sin \varphi) + F'_{(a)} (z \sin \varphi - x \cos \varphi)]_0.$$

¹⁾ Proceedings of the Royal Society of London 1904.

$J_y l_3$ ist also das Drehmoment, das entsteht, wenn statt der Kräfte $K \bar{v}_0^2 f_{(a)}$ und $K \bar{v}_0^2 F_{(a)}$ die Kräfte $K \bar{v}_0^2 f'_{(a)}$ und $K \bar{v}_0^2 F'_{(a)}$ wirken. Für unsere gegenwärtigen Zwecke ist es besser, statt der aufeinander senkrechten Komponenten $K \bar{v}_0^2 f_{(a)}$ und $K \bar{v}_0^2 F_{(a)}$ die resultierende Kraft einzuführen, sie heiße $K \bar{v}_0^2 W_{(a)}$; entsprechend auch für $f'_{(a)}$ und $F'_{(a)}$. Es sei also $W_{(a)} = \sqrt{f_{(a)}^2 + F_{(a)}^2}$ und $W'_{(a)} = \sqrt{f'_{(a)}^2 + F'_{(a)}^2}$. Wenn noch

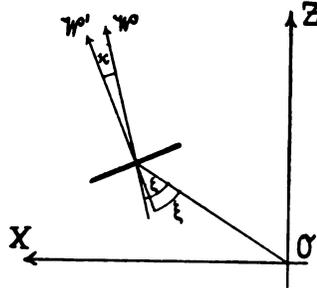


Fig. 4.

ζ der Winkel zwischen $W_{(a)}$ und r
 ξ der Winkel zwischen $W'_{(a)}$ und r

(wobei r die Verbindungslinie zwischen Schwerpunkt und Flächenmittelpunkt), so haben wir für den stationären Flug und für l_2 die Gleichungen:

1. $0 = -K_1 W_1 r_1 \sin \zeta_1 - K_2 W_2 r_2 \sin \zeta_2$
2. $\frac{J_y l_3}{\bar{v}_0^2} = K_1 W'_1 r_1 \sin \xi_1 - K_2 W'_2 r_2 \sin \xi_2$.

Durch Verbindung von 1. und 2. folgt:

$$3. \frac{J_y}{\bar{v}_0^2 K_1 r_1} l_3 = \sin \xi_1 \frac{W'_1 W'_2}{W_2} \left[-\frac{W_2}{W'_2} + \frac{W_1}{W'_1} \frac{\sin \zeta_1}{\sin \xi_1} \frac{\sin \xi_2}{\sin \zeta_2} \right]$$

Aus Gleichung 1. folgt, daß $\sin \zeta_1$ und $\sin \zeta_2$ verschiedenes Vorzeichen haben; daraus folgt aus 3. daß l_3 dann positiv ist, wenn entweder $\sin \xi_1$ und $\sin \xi_2$ negativ oder wenn $\sin \xi_1$ positiv, $\sin \xi_2$ negativ und $\left(\frac{W_1}{W'_1} \frac{\sin \zeta_1}{\sin \xi_1}\right)^2 > \left(\frac{W_2}{W'_2} \frac{\sin \zeta_2}{\sin \xi_2}\right)^2$. Da $W'_{(a)}$ für einen sehr großen Bereich des α (ungefähr für $-70^\circ < \alpha < 70^\circ$) sehr genau mit der Flächennormale übereinstimmt (wie man aus Tafel II ersieht), so überzeugt man sich zeichnerisch, daß der erste Fall gar keine Bedeutung besitzt, so daß wir uns gleich zum zweiten wenden können.

Der Winkel $\zeta - \xi = \alpha$ hängt bloß von α ab, es läßt sich für ihn eine Tabelle berechnen. Ebenso $\frac{W}{W'}$. Man erhält

α	α	$W : W'$
0°	1,57	0,001
10°	0,21	0,05
20°	0,12	0,2
30°	0,09	0,5
40°	0,07	1,2
60°	0,03	3,9

α ist im Bogenmaß angegeben. Man sieht aus dieser Tabelle, daß α für ein einigermaßen größeres α einen sehr kleinen Wert hat, so daß in erster Näherung $\frac{\sin \zeta}{\sin \xi} = \frac{\sin(\xi + \alpha)}{\sin \xi} = 1$ gesetzt werden kann, vorausgesetzt, daß ξ nicht gerade 0 oder 180° ist. Das findet aber

immer statt, wenn der Schwerpunkt nicht direkt unter einem Flächenmittelpunkt liegt. Dann muß also

$$\left(\frac{W_1}{W'_1}\right)^2 > \left(\frac{W_2}{W'_2}\right)^2$$

sein. Das heißt aber nach unserer Tabelle:

»Die Stabilitätsbedingung $l_3 > 0$ ist erfüllt, wenn die beiden Flächen des Fliegers eine nach unten konvexe Ecke bilden.«

Beispiel 2. Die longitudinale Stabilität eines Gleitfliegers, bestehend aus zwei Flächen, die in einer Ebene liegen, soll untersucht werden. (Diese Aufgabe ist — wie auch die zwei folgenden — der bereits öfter zitierten Arbeit von Bryan und Williams in den »Proceedings of the Royal Society of London« entnommen. Diese Autoren vernachlässigen den Einfluß von $\dot{\theta}$ und ziehen bloß ebene Flächen in Betracht. Als experimentelle Grundlagen benutzen sie die Versuche von Langley. Es ist deshalb interessant, unsere Resultate mit den ihren zu vergleichen.)

Fall a). Der Schwerpunkt falle in die Ebene der Flächen.

In diesem Fall ist, wenn wir die Ebene der Flächen als xy -Ebene wählen:

$$z_1 = z_2 = 0, \quad \psi_1 = \psi_2 = 0, \quad \alpha_1 = \alpha_2, \quad \angle \nu = 90^\circ, \quad \angle N = 0,$$

so daß man aus I. des § 4 als Gleichgewichtsbedingung erhält:

$$(K_1 x_1 + K_2 x_2) F_{(a)} = 0.$$

Für den Ausdruck $l_3 = \frac{1}{J_y} \left(\frac{\partial R_1}{\partial \vartheta}\right)_0$ ergibt sich aber

$$l_3 = -\frac{v^2}{J_y} (K_1 x_1 + K_2 x_2) \left(-f_{(a)} \left(\frac{\partial \nu}{\partial \vartheta}\right) + F'_{(a)} \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \vartheta}\right)\right),$$

so daß also l_3 wegen der Gleichgewichtsbedingung gleich Null wird, sobald $F_{(a)} \neq 0$, d. h. $\alpha \neq 0$. Damit ist die Gleichgewichtsbedingung $l_3 > 0$ nicht erfüllt, d. h. das Gleichgewicht ist indifferent oder labil. Auch Bryan und Williams erhalten dasselbe an sich schon evidente Resultat. Eine Annahme über die Form der Flächen, ob gewölbt oder eben, war bei unserer Ableitung nicht nötig, wenn nur die Wölbung bei beiden Flächen von derselben Art war.

Fall b). Der Schwerpunkt liege außerhalb der Ebene der Flächen. (Auch für diesen Fall erhalten Bryan und Williams nur das alte Resultat der Instabilität, während sich bei uns neue Gesichtspunkte ergeben.)

Wählt man xy parallel der Ebene der Flächen, so erhält man $z_1 = z_2 = z$, $\angle A = 90^\circ$, $\angle \lambda = 180^\circ$ und als Gleichgewichtsbedingung

$$(G) \quad z f_{(a)} (K_1 + K_2) + (K_1 x_1 + K_2 x_2) F_{(a)} = 0,$$

ferner wird

$$(P) \quad \frac{J_y l_3}{v^2} = -z f'_{(a)} (K_1 + K_2) - (K_1 x_1 + K_2 x_2) F'_{(a)}.$$

Jetzt sei unterschieden zwischen ebenen und gewölbten Flächen.

Für ebene Flächen ist, wie Tafel II zeigt, $f'_{(a)}$ sehr nahe gleich Null und kann bei mäßig großem z vernachlässigt werden. Da $F'_{(a)}$ immer positiv, so besagt die Bedingung $l_3 > 0$: $K_1 x_1 + K_2 x_2$ soll negativ werden. Nach (G) ist aber:

$$K_1 x_1 + K_2 x_2 = - (K_1 + K_2) \frac{f_{(a)}}{F_{(a)}} \cdot z.$$

Da jedoch $(K_1 + K_2) \frac{f(\alpha)}{F(\alpha)}$ positiv ist, so muß auch z positiv sein. Das heißt aber: Damit Stabilität bestehe, muß der Schwerpunkt tiefer liegen als die Ebene der Flächen.

Für gewölbte Flächen besitzen $f(\alpha)$, $f'(\alpha)$, $F'(\alpha)$ zwischen $\alpha = 0$ und $\alpha = 90^\circ$ Nullstellen, die wir jetzt betrachten wollen:

Für $\alpha = 10^\circ$ ist $f(\alpha) = 0$. Also lautet die Gleichgewichtsbedingung $K_1 x_1 + K_2 x_2 = 0$, so daß sich als Stabilitätsbedingung ergibt: $-z f'_{(10^\circ)} (K_1 + K_2) > 0$. Da $f'_{(10^\circ)} (K_1 + K_2)$ negativ ist, so muß z positiv sein, d. h. der Schwerpunkt tiefer liegen als die Ebene der Flächen.

Für $\alpha = 47^\circ$, wo $f(\alpha)$ wieder gleich Null wird, ergibt sich das umgekehrte Resultat, da $f'_{(47^\circ)} > 0$ ist.

Für $\alpha = 20^\circ$ ist $f'(\alpha) = 0$. Da auch $F'_{(20^\circ)}$ beinahe gleich Null, so sei (z) klein, damit der Faktor mit $f'(\alpha)$ vernachlässigt werden darf. Dann soll nach (P), da $F'_{(20^\circ)}$ positiv ist, $K_1 x_1 + K_2 x_2$ negativ werden, d. h. nach (G) z soll negativ werden, d. h. der Schwerpunkt muß etwas höher liegen als die Ebene der Flächen.

Für $\alpha = 64^\circ$, wo $f'(\alpha)$ wieder gleich Null wird, ergibt sich hingegen das Umgekehrte.

Für $\alpha = 25^\circ$ und $\alpha = 37^\circ$ ist $F'(\alpha) = 0$. Also soll nach (P) z negativ werden, da $f'_{(25^\circ)}$ und $f'_{(37^\circ)}$ positiv sind, der Schwerpunkt soll also wieder höher liegen wie die Ebene der Flächen.

So hat unser Beispiel als eine notwendige Stabilitätsbedingung für in einer Ebene liegende ebene Flächen ergeben, daß der Schwerpunkt tiefer liegt als die Ebene der Flächen. Bei gleich stark gewölbten Flächen, die in einer Ebene liegen, sollte er bald höher, bald tiefer liegen als die Ebene der zwei Flächen; daraus ergibt sich eine schlechtere Stabilität der gewölbten Flächen.

Beispiel 3. Gegeben seien zwei ungleich große ebene Flächen, die eine nach unten konvexe Ecke bilden, wobei sich die kleinere Fläche vorne (im Sinne des Fluges) befinde.

F_1 sei die größere, F_2 die kleinere Fläche, dabei sei $F_1 = 10 F_2 = (2a)^2$; der Abstand der Flächenmittelpunkte sei $3a$; der Schwerpunkt liege auf der Verbindungslinie der zwei Flächenmittelpunkte, das Trägheitsmoment J , sei gleich Ma^2 ; der Winkel α_1 zwischen größerer Fläche und Fortbewegungsrichtung sei gleich 10° und die Flächen mögen einen Winkel von 10° miteinander einschließen. Die longitudinale Stabilität ist zu untersuchen. (Diese Aufgabe ist wieder der Arbeit von Bryan und Williams loc. cit. entnommen).

Nehmen wir die Verbindungslinie der Flächenmittelpunkte als x -Achse, so ergibt sich aus I', da $\alpha_1 = 10^\circ$, $\alpha_2 = 20^\circ$ ist, als Gleichgewichtsbedingung:

$$-2,3 x_1 - 0,4 x_2 = 0$$

Da ferner $x_2 - x_1 = 3a$ sein soll, so ergibt sich $x_1 = -0,44a$, $x_2 = 2,56a$. Aus Gleichung II' erhält man $\delta_0 = 11,5^\circ$, so daß der Abflugswinkel $\vartheta_0 = 21,5^\circ$ wird. l_3 (und damit auch p_4) wird negativ, nämlich gleich $-\frac{4,7}{a}$.

Der Flug ist also unstabil. Bryan und Williams, die allerdings nach den Resultaten von Langley rechnen, erhalten bei großer Geschwindigkeit — wenn nämlich $\bar{v}^2 > 1040a$ — noch stabilen Flug).

Beispiel 4. Die kleinere Fläche werde hinter die größere gesetzt, sonst seien die Annahmen dieselben wie in Beispiel 3.

Hier ist $\alpha_1 = 10^\circ$, $\alpha_2 = 0^\circ$. Aus II' ergibt sich $\delta_0 = 13^\circ$, so daß der Abflugswinkel $\vartheta_0 = 23^\circ$ wird, also fast genau gleich dem Abflugswinkel in Beispiel 3). Aus der Gleichgewichtsbedingung ergibt sich $x_1 = 0,0013a$ und $x_2 = -2,9987a$. Da noch ein Beispiel folgt (Beispiel 6), in dem der ganze Gang der Rechnung angegeben ist, so seien hier die langwierigen Nebenrechnungen übergangen und bloß die Resultate angeführt.

$$\begin{aligned} \text{Hier wird } l_3 &= \frac{17}{a} \text{ also positiv. Ferner wird } p_1 = \frac{98}{v_0}; \\ p_4 &= \frac{650}{av_0^2}; \quad p_1 p_2 - p_3 = \frac{1150}{av_0} + \frac{3 \cdot 10^4}{av_0^3} + \frac{21 \cdot 10^4}{v_0^3}; \\ H &= \frac{5,8 \cdot 10^5}{a^2 v_0^2} + \frac{3,5 \cdot 10^5}{av_0^4} + \frac{1,5 \cdot 10^7}{a^2 v_0^4} + \frac{1 \cdot 10^8}{a^2 v_0^6}. \end{aligned}$$

Also sind alle Stabilitätsbedingungen erfüllt, ohne daß dem \bar{v}_0 Bedingungen auferlegt werden müßten.

Da die Gleitwinkel der Flieger von Beispiel 3 und 4 nahezu dieselben sind und sich der letztere Flieger als stabil, der erstere als unstabil ergeben haben, so darf man schließen:

Das Vertikalsteuer eines Gleitfliegers wird besser hinter der Haupttragfläche angebracht als vor derselben.

Beispiel 5. Es mögen dieselben Annahmen gemacht werden, wie in Beispiel 4, nur seien die beiden Flächen gewölbt (und zwar gleichstark).

Es ergibt sich aus II' $\delta_0 = 0,25^\circ$, folglich ist der Gleitwinkel $\vartheta_0 = 10,25^\circ$, also wesentlich kleiner als mit ebenen Flächen. Aus der Gleichgewichtsbedingung erhält man $x_1 = 0,079a$, $x_2 = -2,91a$. Die Stabilitätsbedingungen $p_1 > 0$; $p_4 > 0$; $p_1 p_2 - p_3 > 0$ sind immer erfüllt, die Bedingung $H > 0$ ist ebenfalls erfüllt, sobald $v_0^2 > 0,5a$.

Wählt man statt des gewölbten Schwanzsteuers ein ebenes, so fällt auch diese letztere Bedingung weg, während der Winkel des Gleitfluges fast derselbe bleibt, nämlich gleich $10,6^\circ$ wird.

Aus diesem Beispiel folgt, daß ein Flieger mit sehr günstigen Flugeigenschaften und guter longitudinaler Stabilität konstruiert werden kann aus einer gewölbten Trag- und einer ebenen Schwanzfläche.

Beispiel 6. Gegeben sei ein aus 3 Flächen bestehender Gleitflieger. Es soll seine longitudinale und

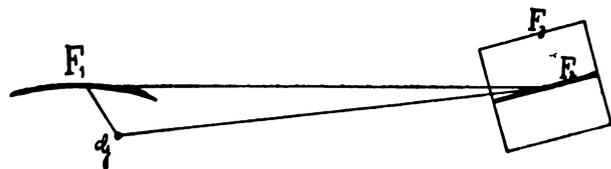


Fig. 5.

transversale Stabilität untersucht werden, sowie die Schwingungen, die er im Fall der Stabilität um die Gleichgewichtslage ausführt.

Die Tragfläche F_1 sei gewölbt, rechteckig mit den Ausmessungen $2 \text{ m} \times 10 \text{ m}$, mit der langen Seite nach vorn zeigend. In 6 m Abstand von ihrem Mittelpunkt seien zwei quadratische ebene Schwanzflächen von je 2 qm Inhalt angebracht. F_2 sei um 10° gegen F_1 geneigt und bilde mit F_1 eine nach unten konvexe Ecke; $\angle \psi_2 = 0$. F_3 stehe senkrecht auf F_2 , die Flächenmittelpunkte beider Flächen fallen zusammen und liegen mit Fläche F_1 in einer Ebene, Der Schwerpunkt liege $0,5 \text{ m}$ unterhalb der Verbindungslinie der Flächenmittelpunkte. Die Trag-

fläche F_1 werde unter einem Winkel $\alpha_1 = 10^\circ$ getroffen. Dann ist:

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= 10^\circ & f(\alpha_1) &= 0 & F(\alpha_1) &= 0,56 \\ f'(\alpha_1) &= -0,4 & F'(\alpha_1) &= 2,1 \\ \alpha_{2,3} &= 0^\circ & f(\alpha_{2,3}) &= 0,05 & F(\alpha_{2,3}) &= 0 \\ f'(\alpha_{2,3}) &= 0 & F'(\alpha_{2,3}) &= 1,4 \end{aligned}$$

Wählen wir die x -Achse parallel der Verbindungslinie der Flächenmittelpunkte, so ist:

$$\begin{aligned} \varphi_1 &= 0 & \psi_1 &= 0 & b_1 &= 0 & \cos \lambda_1 &= -1 \\ \cos A_1 &= 0 & \cos \nu_1 &= 0 & \cos N_1 &= 1 \\ \varphi_2 &= 10^\circ & \psi_2 &= 0 & b_2 &= 0 & \cos \lambda_2 &= -0,985 \\ \cos A_2 &= 0,174 & \cos \nu_2 &= 0,174 & \cos N_2 &= 0,985 \\ \varphi_3 & \text{ unbest.} & \psi_3 &= 90 \text{ oder } 270 & b_3 &= 0 & \cos \lambda_3 &= -0,985 \\ \cos A_3 &= 0 & \cos \nu_3 &= 0,174 & \cos N_3 &= 0 \end{aligned}$$

(Die Richtung des Widerstands der Fläche F_3 ist ja der Richtung von v_0 entgegengesetzt). Aus I' erhält man $x_1 = 0,01$; $x_2 = -5,99$.

Wenn wir den im Widerstand der Flächen nicht einbegriffenen Stirnwiderstand gleichsetzen dem Widerstand einer normal getroffenen Fläche von $0,5 \text{ qm}$ Inhalt, so wird aus II' $\delta_0 = 3,5^\circ$ somit $\vartheta_0 = 13,5^\circ$ erhalten, Gleichung III' gibt noch die Beziehung $Mg = 1,4 v_0^2$. (Schluß folgt.)

Militärluftschiffahrt.

Die Luftschiffmanöver in Köln.

Am 5. April begannen in Köln die Luftschiffmanöver mit den Militärluftschiffen »M I«, »P II« und »Z II«. Bezüglich der von der Militärbehörde eingeführten Bezeichnungen sei bemerkt, daß »M I« das zweite nach dem System Groß-Basenach in den Militärwerkstätten montierte Luftschiff ist. »P II« ist das Luftschiff Parseval III (Type B, Frankfurter Ila-Ballon). »Z II« ist das fünfte in den Werkstätten des Grafen Zeppelin gebaute Luftschiff.

Die Luftschiffmanöver werden von dem Major Neumann und Hauptmann George geleitet. Die Mannschaften sind von verschiedenen Truppenteilen zusammengezogen, meist von der Luftschifferkompagnie in Metz. Zur Füllung der Luftschiffe ist neben der städtischen Gasanstalt in Ehrenfeld bei Köln eine Wasserstoffgasanstalt errichtet worden.

Die Manöver bestehen in täglichen kurzen Übungsfahrten und mehreren Dauerfahrten der Luftschiffe. Eine der längsten Fahrten war die des »P II« am 11. April von Köln nach Koblenz und zurück, welche Fahrt das Luftschiff in der Zeit von 9 Uhr vormittags bis 2 Uhr nachmittags ausführte. Dieses Luftschiff steht unter der bewährten Führung des Oberleutnants Stelling, welcher dasselbe auch bei den Passagierfahrten auf der »Ila« führte.

Am 15. April unternahmen die beiden Luftschiffe »M I« und »P II« eine gemeinsame Fahrt nach Siegburg und zurück, wobei die Luftschiffe etwa die gleiche Fahrgeschwindigkeit hatten, da sie für die Hin- und Rückfahrt 3 Stunden benötigten. Am 16. April machten alle drei Luftschiffe, »M I«, »P II« und »Z II« Übungsfahrten, und zwar »M I« und »P II« eine Fahrt nach Euskirchen und zurück, wozu sie ebenfalls ca. 3 Stunden benötigten. »Z II« machte am 18. April eine Dauerfahrt von Köln nach Aachen, kreuzte längere Zeit über Aachen, wobei das Luftschiff bis nach Vaals, das schon in Holland liegt, kam, und kehrte nach einer Gesamtfahrtdauer von über 9 Stunden nach der Luftschiffhalle bei Köln zurück.

Alle diese Fahrten und mehrere kleine Fahrten, die fast täglich vorgenommen wurden, sind sehr glatt verlaufen, obwohl zeitweise Windgeschwindigkeiten von über 8 m herrschten. Da durch diese Fahrten die Ausbildung der Führer und Mannschaften wesentlich gefördert wird, sollen diese Manöver im Juli bei Metz wiederholt werden.

Am 22. April führten alle drei Luftschiffe eine gemeinsame Fahrt von Köln nach Homburg v. d. H. aus, wo sie

glatt nach $3\frac{1}{2}$ stündiger Fahrt landeten und vom Kaiser besichtigt wurden.

Nach der Ankunft in Homburg wurde M II entleert und per Bahn zurückbefördert, da das Luftschiff eine geringe Beschädigung erlitten hatte. P II fuhr am 23. April nach Köln zurück und kam gut an, während Z II erst am 25. April zurückfuhr. Wegen Sturmes mußte das Luftschiff bei Limburg landen, wurde dort von einem Sturm von über 20 m/Sek. erfaßt, von der Verankerung losgerissen und gegen einen Berg getrieben, so daß das Gerüst geknickt wurde.

Das neue Militärluftschiff „M III“.

Das neue Militärluftschiff »M III« hat seine Fahrten wieder aufgenommen, nachdem mehrere Verbesserungen an demselben vorgenommen worden sind, die sich bei den ersten Übungsfahrten und bei der Landung in Mariendorf bei Berlin als notwendig erwiesen. (Siehe Heft 5, Seite 58.) Am 11. April führte das Luftschiff »M III« eine Fernfahrt bis nach dem Schießplatz bei Jüterbog aus, wobei das Luftschiff ohne Unterbrechung 7 Stunden in Betrieb war. Die Führung dieses Luftschiffes hatte Major Sperling. Am 14. April besichtigten die Landtagsabgeordneten dieses Luftschiff. Aus der zahlreichen Beteiligung geht hervor, daß die Abgeordneten ein großes Interesse für die Militärluftschiffahrt haben.

Das Militärluftschiff »M III« ist das schnellste, bisher gebaute Luftschiff, indem es eine Geschwindigkeit von über 60 km mehrfach erreicht hat. In seiner Konstruktion unterscheidet sich dieses Luftschiff wesentlich von den beiden ersten Militärluftschiffen »M I« und »M II«, die sich in ihrem Bau an das französische Militärluftschiff, System Juillot, anlehnen. Das Kielgerüst ist wesentlich einfacher und leichter beim »M III« als bei den früheren Luftschiffen, System Groß-Basenach. Es besteht aus drei Hauptteilen, die gelenkig miteinander verbunden sind. Der mittlere Teil trägt oben den Ventilator, von welchem, ähnlich, wie beim System Parseval, durch einen unten längs der Ballonhülle angebrachten Luftschlauch die Luft nach zwei, vorn und hinten im Ballon angebrachten Ballonetts geblasen wird. Die Form der Gaschale ist auf Grund der von Prof. Prandtl gemachten Versuche über die Ballonform mit geringstem Widerstand, vorn mit einer stumpfen, hinten mit einer sehr schlank verlaufenden Spitze gewählt worden. Bei einer Länge von ca. 83 m und einem größten Durchmesser von 12,4 m beträgt der Gasinhalt infolge der schlanken Form nur ca. 6500 cbm. An der Ballonhülle selbst sind die horizontalen Stabilisierungsflächen zu beiden Seiten angebracht, welche die bekannte Flossenform der Militärluftschiffe haben. Die vertikale Stabilisierungsfläche ist hinten am Kielgerüst angebracht und hinter derselben das Seitensteuer. Das Kielgerüst selbst ist aus Aluminiumrohren konstruiert und leicht zerlegbar, so daß das Luftschiff, wie man es bei der Landung in Mariendorf beobachten konnte, sehr schnell demontiert werden kann. Das Kielgerüst enthält noch zwei Flüssigkeitsreservoirs, eins vorn, eins hinten, welche durch eine elastische Rohr- bzw. Schlauchleitung mit einer Pumpe in Verbindung stehen, wodurch die Flüssigkeit in den beiden Reservoirs beliebig verteilt werden kann. Hierdurch erreicht man die Höhensteuerung, da, je nachdem, ob mehr Flüssigkeit im vorderen oder hinteren Reservoir vorhanden ist, der Ballon sich vorn oder hinten neigen wird. Diese Höhensteuerung durch flüssiges Laufgewicht, analog dem luftförmigen Laufgewicht beim System Parseval, ist zuerst von Ingenieur Sadger angegeben worden und bewährt sich bei den Militärluftschiffen vorzüglich.

An das System Parseval lehnt sich auch die Anordnung der beiden Propeller an, indem dieselben zu beiden Seiten über der Gondel auf Tragarmen wie beim Parseval, Type B, gelagert sind. Bei den Militärluftschiffen »M I« und »M II« sind die Schrauben bekanntlich über der Gondel, am Kielgerüst, angeordnet. Dies hat wohl den Vorteil, daß der Schraubenzug näher am Widerstandsmittelpunkt des Luftschiffes wirkt, aber die Übertragung der Kraft von den Motoren auf die Propeller ist dabei schwieriger, da Schwan-

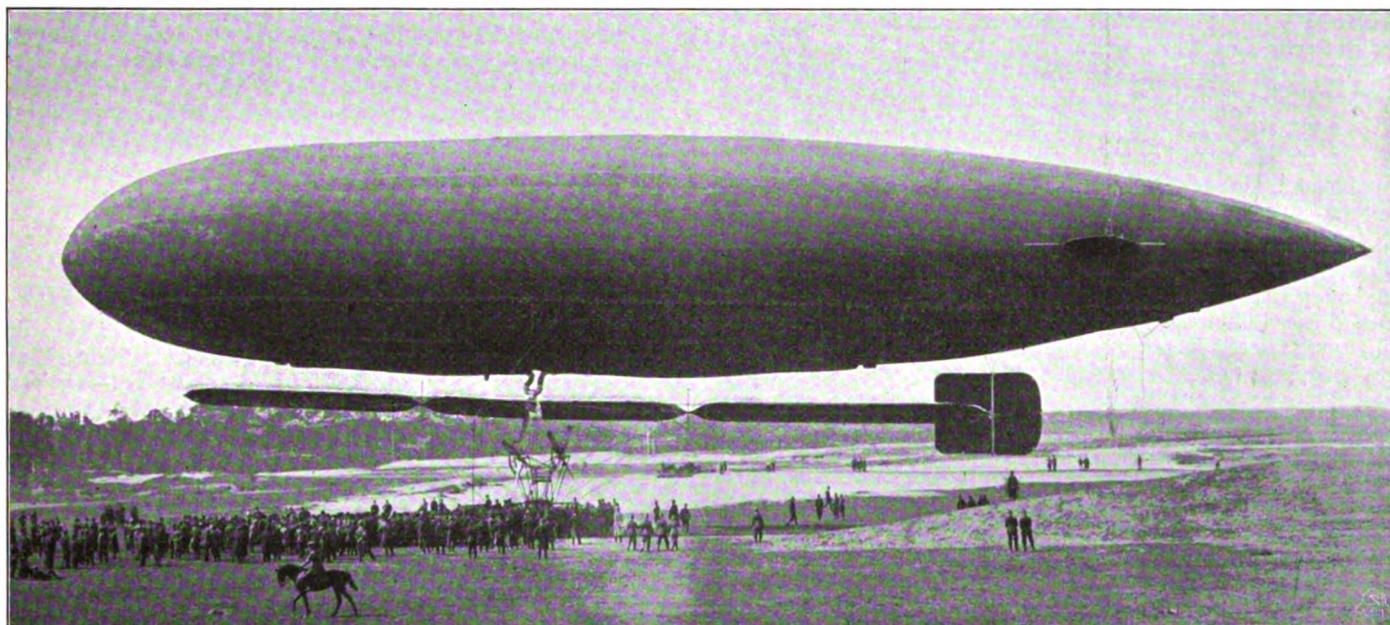
kungen der Gondel gegen den Ballonkörper nicht zu vermeiden sind. Die Kraftübertragung findet bei den Militärluftschiffen durch Riemen oder Seile statt. Die Seilscheiben an den Propellern haben einen sehr großen Durchmesser, da die Propeller nur etwas über 300 Umdrehungen pro Minute machen gegen 1200 der Motoren.

Die Gondel ist aus Stahlrohren gebaut und mit vier Körtingmotoren ausgerüstet, deren jeder 75 PS leistet. Die Motoren sind mit Kuppelungen versehen, so daß sie beliebig ein- und ausgeschaltet werden können. Wenn alle vier Motoren arbeiten, stehen 300 PS zur Verfügung, also erheblich mehr Kraft als bei jedem anderen Luftschiff, daher auch die große Geschwindigkeit von 60 km pro Stunde. (Der Luftschiffmotor von Körting wird in der Fortsetzung des Berichtes über die Motorboot- und Motorenausstellung in Berlin in Heft 9 beschrieben werden.) Die Motoren sind in der Gondel in zwei Reihen zu je zwei Motoren angeordnet. Zwischen den Motoren ist ein Gang frei zur bequemen Bedienung derselben. Gewöhnlich fahren für die Bedienung der Motoren drei Maschinisten mit; zwei Personen sind für Steuerung des Luftschiffes notwendig. Bis zehn Personen finden in der Gondel, die eine Länge von über 10 m hat, Platz. Für die Weitergabe von Beobachtungen, Befehlsübermittlungen usw. ist in

Deutschland fängt jetzt erst an, Offiziere als Flugmaschinenlenker auszubilden. Außer Kapitän Engelhardt, dem bekannten Piloten der Berliner Wright-Gesellschaft, besitzt Deutschland noch keinen Offizier als Flugmaschinenlenker. Vor kurzem machte Oberst Ilse, der Chef des Generalstabes des 18. Armeekorps, auf dem Griesheimer Exerzierplatz mit einem Zweidecker, Euler-voisin, einige Flugversuche. Ferner unternimmt Oberleutnant Schott vom 120. Infanterieregiment auf dem Flugfelde zu Bork bei Berlin Versuche mit einem Grade-Eindecker. Außer diesen Offizieren ist der Oberleutnant v. Arnim in der Blériot-Schule in Frankreich im Fliegen ausgebildet worden und mehrere Offiziere üben mit Wright-Doppeldecker in Johannisthal.

Auch in Frankreich findet die Militärluftschiffahrt mehr und mehr Beachtung. Einem Erlaß des französischen Kriegsministers zufolge soll in Vincennes eine Militärluftschiffschule errichtet werden und sollen die Rekruten durch die Offiziere praktisch und theoretisch die Handhabung von Flugapparaten und Luftschiffen erlernen. Eine Luftschiffhalle und mehrere Flugmaschinenhallen werden in Vincennes errichtet.

Die französische Heeresverwaltung läßt eine größere Anzahl von Offizieren als Flugmaschinenführer praktisch aus-



Das neue Militärluftschiff »M III« System Groß-Basenach.

der Gondel ein Apparat für Funkentelegraphie angebracht. Um das Luftschiff als Angriffswaffe zu verwenden, ist auch eine Vorrichtung zum Abwerfen von Bomben vorgesehen.

Durch den Einbau von vier Motoren hat das Luftschiff »M III« nicht nur eine große Geschwindigkeit, sondern auch eine sehr große Betriebssicherheit, da auch die Form des Luftschiffes bezügl. des Widerstandes eine sehr günstige ist, und auch sonst viele Verbesserungen auf Grund der Versuche mit den anderen im Besitz der Militärbehörde befindlichen Luftschiffe (System Groß-Basenach, wie Parseval und Zeppelin) vorgenommen worden sind. Man kann daher »M III« als das beste bisher existierende Militärluftschiff bezeichnen. Auf dem Gebiete der Motorluftschiffe steht Deutschland zurzeit überhaupt an erster Stelle von allen Kultur- und Industriestaaten.

Eine neue Halle für Militärluftschiffe ist in Straßburg i. E. fertiggestellt worden. In Königsberg in Preußen wird eine gleiche Luftschiffhalle, wie sie in Köln besteht, gegenwärtig in Angriff genommen. Diese Halle wird etwa 150 m lang, so daß vier große Luftschiffe in derselben Platz finden. Neben der Halle wird eine Wasserstoffgasfabrik errichtet und ferner eine Kaserne für die Mannschaften. Dieser neue Luftschiffhafen liegt nordwestlich von Königsberg bei dem Vorort Hardersdorf.

bilden. Nach Châlons, dem größten Flugplatze Frankreichs, sind von seiten des französischen Kriegsdepartements vorläufig 40 Offiziere kommandiert worden, die das Fliegen mit den von der Regierung bestellten Farman- und Antoinette-Apparaten erlernen sollen. Ferner sind ein Hauptmann und ein Leutnant nach Pau kommandiert, um dort in der Blériot-Schule Unterricht in der Bedienung des vom Staate angekauften bekannten kleinen Eindeckers und eines Monoplans für zwei Personen, der mit einem 50 PS-Gnome-Rotationsmotor ausgerüstet ist, zu nehmen.

(Über die neuen französischen Militärluftschiffe soll in einem späteren Aufsatz eingehend berichtet werden.)

In Rußland werden zu den bereits bestehenden vier Militärluftschiffen älterer Systeme noch drei neue Luftschiffe im Laufe dieses Jahres hinzukommen, und zwar befindet sich unter diesen drei im Bau befindlichen Luftschiffen auch ein Parseval, Typ B. Die beiden anderen zu erbauenden Luftschiffe werden nach den Plänen der Luftschifferabteilung selbst erbaut werden. Die bereits fertiggestellten Luftschiffe sind folgende: Kommissyony, Utschebeny (russische Versuchs-konstruktionen, wenig brauchbar), Lebedy (System Julliot-Lebaudy) und ein Clement Bayard.

Ein Motorluftschiff, das für militärische und auch Passagierzwecke geeignet sein wird, wird gegenwärtig in

Osterreich nach dem Entwurf des Oberleutnants Mannsbarth aus privaten Mitteln gebaut. Der Lenkballon unstarren Systems ist mit sechs Propellern und zwei Benzinmotoren mit je 120 bis 150 PS ausgerüstet und wird eine Länge von 90 m bei einem Durchmesser von 12,7 m haben. Der erste Aufstieg dieses Luftschiffes ist für den Juli geplant. Ein zweites österreichisches Luftschiff wird nach dem Entwurf des Hauptmanns Bömches ausgeführt und dürfte auch bald fertiggestellt sein.

Die englische Regierung hat ein reguläres Militär-Luftschiffkorps errichtet. Das neue englische Militär-Luftschiff, das dem starren Zeppelin-Typ ähnlich, von der englischen Admiralität zurzeit bei Vickers & Sons erbaut wird, soll kleiner, aber schneller als die bisher erbauten deutschen Zeppelin-Luftschiffe sein. Das englische Militär-Luftschiff wird in seiner Form sehr dem des Parseval-Typs ähneln; der größte Durchmesser liegt vor der Mitte. Die bekannte Londoner Waffenfabrik Vickers Sons & Maxim hat den Auftrag auf die Lieferung der Gondeln und Motoren erhalten.

Die Probefahrten mit dem belgischen Militär-Luftschiff werden in den nächsten Tagen erfolgen. Der Lenkballon, über dessen Herstellung bisher nur wenig an die Öffentlichkeit gedrungen ist, wurde in Antwerpen aus deutschem Continentalstoff gefertigt. Er ähnelt in seiner Bauart sehr den deutschen Militär-Luftschiffen, besonders dem »M III«. Der Bau eines zweiten belgischen Luftschiffes, das nach Fertigstellung in Lüttich stationiert werden soll, ist in Vorbereitung. Das erste Luftschiff bleibt in Antwerpen.

Auch die türkische Regierung hat beschlossen, für ihre Armee Militär-Luftschiffe in Europa zu bestellen und verhandelt mit der Parseval-Gesellschaft.

Militär-Luftschiffstation in Italien. Auf dem Artillerieschießplatz von Verona wird eine Ballonhalle gebaut, die zwei Luftschiffe aufnehmen kann. Anschließend an den Bau dieser Ballonhalle werden noch Mannschaftsgebäude und im Laufe dieses Jahres noch eine Gasanstalt für Wasserstoffgas errichtet. Die Ballonhalle in Verona, die eine Länge von 90 m und eine Breite von 30 m haben wird, wird aus Eisenbeton hergestellt; die Kosten werden sich auf etwa 1/2 Million Lire belaufen. Nach Fertigstellung der Luftschiffhallen werden in Verona zwei Militär-Luftschiffe stationiert werden. Das Militär-Luftschiff »I bis« ist verbessert worden und wird in diesen Tagen die Fahrten zur Ausbildung von Piloten wieder aufnehmen. Zwei neue Luftschiffe von je 4000 cbm Inhalt werden später gebaut und in Venedig stationiert. Im Jahre 1911 soll ein großes Luftschiff, das 8200 cbm faßt, für die Marinestation in Spezia gebaut werden. Auch der Drachenflieger wird in die italienische Armee eingeführt.

Der neue spanische Militärballon »España«. Das Kriegsdepartement hat einen Luftschiffpark in Guadalajava errichtet, und zu Chefs dieses Luftschiffparks wurden die bekannten spanischen Aeronauten Oberst Vivezy Vich und Hauptmann Kindelan ernannt. Der Park ist hauptsächlich zur Unterbringung der Militär-Luftschiffe bestimmt, die die Regierung in Frankreich in Bestellung gegeben hat. Das erste dieser Luftschiffe »España« nach dem System Renard-Kupferer ist in Pau montiert worden.

Neue Flugmaschinen für die australische Regierung. Die australische Regierung veranstaltet einen Wettbewerb für Flugmaschinen, die für das Heer bestimmt sein sollen. Der Wettbewerb, der national ist, und die daran beteiligten Bewerber müssen bis zum 30. April dieses Jahres ihre Flugmaschinen der Regierung zur Verfügung stellen. Für den Ankauf derselben und für den Wettbewerb sind seitens der Regierung 250000 Frs. bewilligt worden.

Neue Militärflugmaschinen für Frankreich. Das französische Kriegsdepartement hat für den Fliegerpark in »Chalais-Meudon« drei Wright-, einen Voisin-, einen Farman- und einen Blériot-Flugapparat gekauft. Als Piloten werden einige Genieoffiziere nach »Chalais-Meudon« kommandiert, die auf den gekauften Apparaten fliegen erlernen sollen. Der Fliegerpark steht unter Aufsicht des Pariser Militärkommandeurs. Diese Drachenflieger sind bereits von einer Militärkommission abgenommen.

In der diesjährigen Elektrotechnischen Ausstellung in Chicago, welche vom 15. bis 29. Januar dauerte, bildete nach der Electrical World (20. Januar 1910, S. 150) eins der interessantesten Ausstellungsobjekte der Original Wright-Flieger, mit welchem Orville Wright den der Abnahme durch die Regierung vorausgehenden Flug von Fort Myer bei Washington D. C. nach Alexandria Va. ausgeführt hatte. Die U. S.-Regierung kaufte bekanntlich den Apparat für Doll. 30000 an. Er ist jetzt mit Apparaten für die drahtlose Telegraphie ausgerüstet worden, entsprechend der normalen Einrichtung der amerikanischen Armee für tragbare Telegraphiestationen ohne Draht.

Die Antennen bestehen erstens aus einem oberen System von drei je 1,6 mm Kupferdrähten, welche unterhalb der oberen Tragfläche isoliert befestigt sind und mit einem biegsamen Seil an den Telegraphenapparat angeschlossen sind, zweitens aus einem unteren System, gebildet von einem geschlossenen Kreis von Drähten, welche an den Schlittenkufen derart angeschlossen sind, daß sie das Aufsteigen und Landen des Flugzeuges nicht behindern. Die Anschlußleitung ist mit einem Gummischlauch isoliert durch die untere Tragfläche hindurch an den Telegraphenapparat herangeführt. Der Flieger ist unterhalb des Daches der Ausstellungshalle schwebend befestigt und steht mit der auf dem Ausstellungsfußboden angeordneten fahrbaren Station in drahtloser Verbindung. Die Vorführung erfolgt durch die Konstrukteure der Einrichtungen Herrn Leutnant Ben, D. Foulois und Herrn Frank, L. Perry. Außer diesem Flugzeug hat das U. S.-Signal Corps eine Anzahl interessanter aeronautischer Bilder ausgestellt, wie solche im Vorjahre von Major Squier der American Society of Mechanical Engineers geschenkt wurden. E. E.

Sportliche Nachrichten.

Flugwochen und Wettflüge im Jahre 1910.

Die bisher bekannten und feststehenden Termine für die im Jahre 1910 geplanten flugsportlichen Veranstaltungen sind folgende: 1. Berlin: 10.—16. Mai, 2. München: 4.—12. Juni, 3. Danzig: 18.—26. Juni, 4. Leipzig: 10.—17. Juli, 5. Berlin: 7.—13. August, 6. München: 8.—13. September, 7. Berlin: 7.—13. Oktober. Von diesen Veranstaltungen ist die Mai-Flugwoche in Berlin international, während die übrigen Veranstaltungen einen nationalen Charakter tragen. — Durch die Fédération Aéronautique International wurden die folgenden internationalen Flugwochen genehmigt: 1. Nizza: 10.—25. April, 230000 Fr.; 2. Berlin: 10.—16. Mai; 3. Verona: 20.—30. Mai, 210000 Fr.; 4. Budapest: 5.—15. Juni, 600000 Fr.; 5. Sankt Petersburg: 18.—24. Juni; 6. Reims: 2.—10. Juli, 200000 Franken; 7. England: 11.—16. Juli, 200000 Fr.; 8. Automobilklub de France: 14.—24. Juli, 200000 Fr.; 9. Brüssel: 24. Juli—4. August, 200000 Fr.; 10. England: 6.—13. August, 200000 Fr.; 11. Kopenhagen: 15.—20. August; 12. Deauville: 25. August—4. September, 240000 Fr.; 13. Bordeaux: 9. bis 18. September, 200000 Fr.; 14. Mailand: 24. September bis 3. Oktober, 250000 Fr.; 15. Amerika: 26. Oktober—2. November für den Gordon-Bennett-Preis der Flugmaschinen.

Für die internationale Berliner Flugwoche sind vom Kaiserlichen Aeroklub und einem ungenannten Gönner der Aviatik 10000 M. zur Verfügung gestellt worden. Auch der Berliner Magistrat bewilligte für die Flugwoche in Johannisthal einen Preis von 5000 M. Dr. Krupp von Bohlen-Halbach stiftete einen Preis in Höhe von 5000 M. — An Geldpreisen stehen bis jetzt für die Berliner Flugwoche zirka 60000 M. zur Verfügung. Die Ausschreibungen, die außer den Wettbewerben um den »Lanzpreis der Lüfte« und den »Bleichröderpreis« bisher vorgesehen sind, sind folgende: Dauerflugpreis für die längsten Einzelflüge, tägliche Frühpreise für die ersten drei Runden ohne Zwischenlandung zwischen 3 und 4 Uhr nachmittags, Gleitflugpreis für den längsten Gleitflug mit abgestelltem Motor, aus einer Höhe von höchstens 10 m, Höhenkurvenpreis für das Überfliegen und Unterfliegen von drei in 10 m Höhe gespannten Schnüren auf der kürzesten Gesamtstrecke, Preis für die beste Landung auf vorgeschriebenem Platze aus

bestimmter Höhe und ein Preis für den kleinsten geflogenen Kreis ohne Berührung des Erdbodens. Für diese 2. Flugwoche in Deutschland liegen bis jetzt 8 Meldungen vor, und zwar nannten Ing. Hans Grade (Grade-Eindecker), der frühere Motorradfahrer E. Wienziers (Antoinette-Eindecker), Baron de Caters, Baronin de la Roche (Voisin-Zweidecker), der ehemalige Schrittmacher Amerigo, der Schwede Swendson und der Elsässer Jeaninur Frey (Farman-Zweidecker).

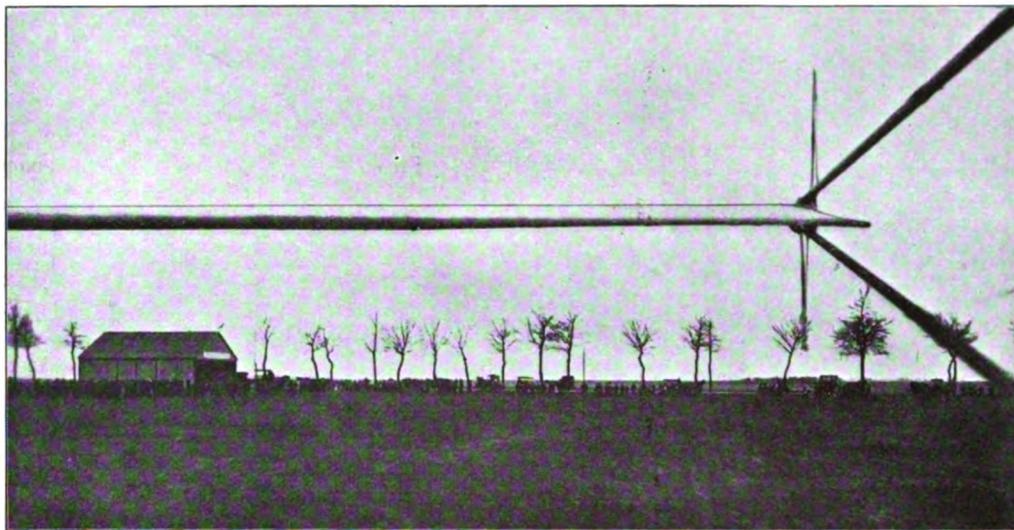
Eine internationale Flugwoche wird vom 5. bis 15. Juni in Budapest stattfinden. Es gelangen 14 Preise zur Ausschreibung. Orville Wright wird sich vielleicht an diesem Wettfliegen beteiligen. Die Hauptkonkurrenzen sind ein Überlandflug (200 000 K) Zeit-Distanz- (Budapest-Wien) Nah- und Schnelligkeitsflüge. Nach den bisher bekannten Meldungen werden die Blériot-Eindecker stark vertreten sein. Nennungs-schluss für die Teilnahme ist am 20. Mai.

Der Termin der Petersburger Flugwoche ist auf die Zeit vom 18.—24. Juni festgesetzt. Farman-, Antoinette-, Blériot- und Wrightapparate werden am Start erscheinen.

Seitens des Deutschen Luftflottenvereins, Ortsgruppe Düsseldorf (nach Vereinbarung mit dem Nieder-rheinischen Verein für Luftschiffahrt, Sektion Düsseldorf), werden am 5. Mai (Himmelfahrtstag), 7. und 8. Mai auf dem Düsseldorfer Rennplatze im Grafenberger Walde, Wett- und Schauflüge veranstaltet werden.

Einen Preis zur Förderung der deutschen Flugtechnik in Höhe von 50 000 M. hat die Firma Franz Kathreiners Malzkaffee-fabriken in München und Berlin gestiftet. Dieser Preis, der für einen Flug von München nach Berlin gegeben wird, ist ausschließlich für deutsche Flieger bestimmt und muß mit Flugmaschinen rein deutscher Konstruktion bestritten werden. Die Bestimmungen der Propositionen sind im wesentlichen folgende: Die Strecke München—Berlin (550 km) muß in diesem Jahre innerhalb einer Maximalzeit von 60 Stunden zurückgelegt werden, wobei drei Zwischenlandungen gestattet sind, und zwar eine in Nürnberg, eine in Leipzig und eine dritte in einem der Wahl des Fliegers überlassenen Orte zu Reparaturen und zur Aufnahme von Betriebsstoff. Der Start hat auf dem Flugfelde der Akademie für Aviatik in Puchheim bei München zu erfolgen, die Landung in Johannisthal bei Berlin. (Siehe Vereinsnachrichten des Vereins Deutscher Flugtechniker, Heft 7.)

Vom Flugfelde »Johannisthal«. Auf dem Flugfelde Johannisthal sind jetzt alle Schuppen besetzt, und es herrscht ein sehr reges Leben. Die Fliegerschule der Wrightgesellschaft bildet fortgesetzt neue Führer aus. Einige Wrightschüler, wie Lange, beteiligen sich bereits an Schau- und Wettfliegen. Der Lehrer der Wrightgesellschaft, Keidel, hat die Führerprüfung des Deutschen Luftschifferverbandes bestanden, ebenso Jeanin, der mit einem Farman-Zweidecker einen Dauerflug von 13 Runden (ca. 30 km) in 35 Minuten 26 Sekunden absolvierte. Jeanin führte auch am 8. April einen Überlandflug aus. Er stieg in Johannisthal auf und flog in einer Höhe von 50 m nach Rudow und Glienicke und darauf nach dem Flugplatze zurück. Auch Behrends gelangen in den letzten Tagen mehrere ausgezeichnete Kreisflüge mit seinem Eindecker, System Schultze-Herfordt, und erlangte derselbe ebenfalls das Führerzeugnis. Brunhuber hat in den letzten Tagen in Johannisthal auf dem Antoinette-Eindecker des Herrn Oberleutnant Huth zwei sehr schöne Flüge mit glatten Landungen ausgeführt, zuletzt 3 Runden um die 2¹/₂ km lange



Photographische Aufnahme des Exerzierplatzes Mourmelon, im Flug von einem Passagier eines Farman-Zweideckers genommen.

Flugbahn in 25—30 m Höhe ohne Zwischenlandung. Der Apparat hatte gegen ziemlich böigen Wind zu kämpfen, doch gelang es seinem Führer, die Steuerung sicher zu beherrschen. Die Kurven fuhr er mit großer Sicherheit, und der Apparat zeigte trotz des Windes nicht die geringsten Schwankungen.

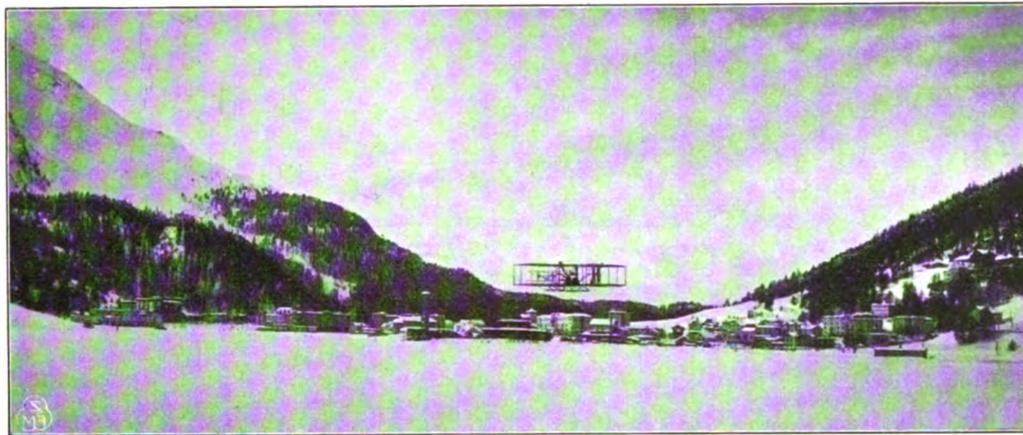
Die Flugapparate-Bauanstalt »Deutschland« ist mit ihrem neuen Eindecker, der von dem Holländer Kluytmans konstruiert ist, in Johannisthal herausgekommen. Der Eindecker erinnert in seiner Konstruktion etwas an den bekannten Antoinettetyp, doch ist der Rumpf einfacher konstruiert.

Auf dem Flugfelde bei Wiener Neustadt sind in letzter Zeit ebenfalls bedeutende Flugleistungen erreicht worden, so namentlich von Igo Etrich mit seinem neuen Eindecker. Bei einem seiner Flüge über 2500 m erreichte Etrich eine Geschwindigkeit von über 80 km. (In einem späteren Aufsatz soll der neue Eindecker von Etrich beschrieben werden.)

Ingenieur Warchalowski führt in Wiener Neustadt auf seinem Farman-Zweidecker Passagierflüge aus. So machte er am 15. April neun Passagierflüge hintereinander. Sein Begleiter machte im Fluge photographische und kinematographische Aufnahmen der auf dem Steinfeld exerzierenden Truppen.

Zu gleichen Zwecken führte auch Henri Fahrman auf dem Flugfelde Etampes bei Châlons Passagierflüge aus und zeigt die obenstehende Abbildung eine der bestgelungenen Aufnahmen. Die Möglichkeit, scharfe Photographien des Geländes vom Flugapparat aus zu erhalten, ist für militärische Zwecke von großer Wichtigkeit.

In Nizza findet seit dem 16. April eine Flugwoche statt, die sich sowohl seitens der Piloten wie der Zuschauer einer sehr regen Beteiligung erfreut. Die Veranstaltung, die mit 215 000 frs. an Preisen ausgestattet ist, hat für Deutschland auch deshalb Interesse, weil Hans Grade an den Wettbewerben teilnimmt. Außerdem haben gemeldet: Rougier (Voisin), Latham (Antoinette), Vandenborn (Farman), Métrot (Voisin), Swendson (Voisin), Riemsdyck (Curtiß), Olieslaegers (Blériot), Effimoff (Farman), Chavez (Farman), Duray (Farman), Rolls (Wright) und Rawlinson (Farman). Die Flüge finden meist über dem Meere statt, da das Flugfelde sehr klein ist. Wie bei der Flugwoche in Cannes, scheinen auch hier die Piloten mit Farmandracherfliegern die besten Erfolge zu erzielen, so der Russe Effimoff, der zweimal den Distanzpreis mit 81,5 km in 1 Std. 28 Min. und 132 km in 2¹/₂ Std. gewann. Ebenso erlangte er den Preis für den kürzesten Anlauf, da es ihm gelang, nach einem Anlauf von nur 11 m aufzusteigen. Van den Born erreichte einen Flug von 106 km. Am 23. April führten die Piloten Latham, Van den Born, Duray, Effimoff, Charez und Bolls



Kapitän Engelhardt auf seinem Wright-Zweidecker über dem St. Moritzsee.

einen Flug von 24 km über dem Meere aus. Rymdyk stürzte bei dem gleichen Flug ins Meer und wurde durch die begleitenden Torpedoboote gerettet.

Breguet stürzte mit seinem Zweidecker Breguet-Richet, ebenso der Engländer Rawlinson mit seinem Zweidecker Farman. Beide kamen jedoch mit geringen Verletzungen davon.

Graham White führte am 23. April einen Überlandflug aus von London nach Manchester um den Preis des Daily Mail zu gewinnen. White machte zwei Zwischenlandungen in Rugby und in Hademore, doch mußte er 70 km vor dem Ziel aufgeben.

Dubonnet, der erst vor kurzem einen schönen Überlandflug ausführte, flog am 23. April quer über Paris. Er stieg auf dem Flugplatz Juvisy um 3 Uhr auf, folgte dem Lauf der Seine und befand sich um 3 Uhr 25 Min. über der Place de la Concorde, erreichte ca. 100—150 m Höhe, überflog den Triumphbogen und landete 3 Uhr 30 Min. glatt in Bagatelle bei Longchamps. (Siehe Heft 7, S. 83.)

Einen neuen Überlandflugrekord stellte Paulhan am 19. April mit seinem Farman-Zweidecker auf. Paulhan stieg nachmittags bei Orleans auf und landete, nachdem er 186 km zurückgelegt hatte, zwischen Trois und Châlons bei Nogent infolge Benzinmangels. Durchschnittlich flog Paulhan in einer Höhe von 300 m.

Einen Überlandflugrekord mit Passagieren stellte Henri Farman auf. Er stieg am 18. April vom Flugfelde Etampes auf und flog in einer Höhe von 70—150 m über Monerville und Angerville nach Toury. Von dort aus flog er niedrig über dem Erdboden der Landstraße entlang nach Orleans. Die Entfernung beträgt 50 km, die Farman in 40 Min. zurücklegte.

Einen Dauerrekord mit Passagieren stellte am 9. April auf dem Flugfeld Mourmelon der Belgier Kinet auf, der mit einem Passagier 2 Std. 15 Min. flog.

Einen Rekord für einen Flug über dem Meere stellte Godard bei den Schauflügen in Barcelona auf. Godard stieg auf dem Flugplatz auf, überflog die Stadt und den Hafen, wo er die Kolumbus-Statue zweimal umkreiste, flog noch weiter auf das Meer hinaus, ca. 25 km vom Auf- und Flugplatz entfernt, wo er nach einer Gesamtflugdauer von 45 Min. landete.

Einen Passagierflug mit 3 Passagieren, mit Führer also 4 Personen, führte am 20. April Sommer aus. Alle 4 Personen hatten ein Gewicht von 225 kg; das Gesamtgewicht des Flugapparates betrug bei diesem Flug 465 kg. Die Flugdauer betrug freilich nur 8 Min.

Gewissermaßen einen Rekord im Erlernen des Fliegens stellte der deutsche Motorradrennfahrer Wienziers in Mourmelon auf. Wienziers lernte ohne Lehrer die schwierige Kunst des Lenkens eines Antoinette-Eindeckers. Schon beim fünften Flug erreichte er eine Höhe von 30 m und flog 10 Min., am nächsten Tag 20 Min. in der Höhe von 100 m. In der nächsten Zeit wird Wienziers auf dem

Flugfelde der Aviatischen Akademie in München fliegen, dann in Johannisthal.

Als Höhenrekordflug kann man auch die Flüge des Kapitän Engelhardt über den St. Moritzsee betrachten, wenn man berücksichtigt, daß St. Moritz 1800 m über dem Meeresspiegel liegt. Entsprechend dieser Höhe ist auch der Luftdruck ein niedrigerer und das Tragvermögen der Luft geringer. Auch die Leistung des Motors sinkt beträchtlich (näheres hierüber siehe Heft 1/2, S. 11). Der von der N. A. G. gebaute Wright-Motor des Kapitän Engelhardt leistet normal 32 PS; in der Höhe von St. Moritz jedoch nur 25 PS. Hierzu kamen für Engelhardt noch die Schwierigkeiten durch die Kälte, da die Vergasung des Benzins bei niedriger Temperatur unvollkommen ist. Um diesen Schwierigkeiten zu begegnen, mußte Engelhardt erst Änderungen an seinem Motor vornehmen und erreichte dann schließlich beachtenswerte Flugleistungen, zuletzt einen Flug von 32 Min. Dauer in 30—40 m Höhe, also 1840 m über dem Meeresspiegel.

Der amerikanische Aero-Klub hat jetzt die Termine für die beiden Bennet-Rennen der Lüfte definitiv festgesetzt. Beide Wettbewerbe für Ballons und für Flugmaschinen finden in Saint Louis statt, in der Zeit vom 26. Oktober bis 2. November.

Patentschau.

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen:

Klasse 77 h.

Einspruch bis 16. Mai 1910.

H. 48 203. Montagegerüst für runde Baukörper, insbesondere Luftschiffgerippe. Carl Huber, Berlin, Friedrichstr. 16. 24. 9. 09.

J. 10 907. Schwenkbare Hubschrauben für Luftfahrzeuge. Hugo Jungmann, Rixdorf, Kneesebeckstr. 141. 25. 7. 08.

W. 28 987. Drachensieger. Julius Wiese, Hamburg, Neuer Steinweg 60. 31. 12. 07.

Einspruch bis 20. Mai 1910.

R. 29 076. Schraubenpropeller. Dr. Ing. Hans Reißner, Aachen, Lütticherstr. 166. 12. 8. 09.

S. 29 625. Registrierballon-Tandem. S. Saul, Gummiwarenfabrik, Aachen. 14. 8. 09.

Einspruch bis 23. Mai 1910.

B. 52 507. Antriebsvorrichtung für gegenläufige Luftschrauben. Otto Baumgärtel, Dresden, Kamenzerstr. 62. 21. 12. 08.

H. 45 360. Motor für Luftfahrzeuge. Wilhelm Hünn, Selb in Oberfranken. 1. 12. 08.

Einspruch bis 30. Mai 1910:

A. 16 036. Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe. Dr. Richard Alexander-Katz, Berlin, Flottwellstr. 1. 8. 8. 08.

B. 53 612. Luftschiff. Adrian Baumann, Kilchberg b. Zürich.

D. 20 484. Luftschiff aus einzelnen harmonikaartig verbundenen Tragkörpern. Johannes Diebener, Dortmund, Löwenstr. 1. 2. 9. 08.

F. 24 219. Luftschraube aus einer Fläche mit ellipsenartigem Grundriß. Antoine Padoue Filippi, Paris.

G. 25 727. Flügelartige Tragfläche für Luftfahrzeuge. Dr. Waldemar Geest, München, Schyrenstr. 5. 29. 10. 07.

G. 27 100. Flügelartige Tragfläche für Luftfahrzeuge; Zus. zu Anm. G. 25 727. Dr. Waldemar Geest, München, Schyrenstr. 5. 27. 12. 07.

M. 36 712. Fesselballon mit Scheinwerfer. Lukas Joseph Mayer, Frankfurt a. M., Savoy-Hotel. 22. 12. 08.

S. 30 216. Vorrichtung zum Füllen von Registrierballons; Zus. z. Anm. S. 29 625. Fa. S. Saul, Gummiwarenfabrik, Aachen. 18. 11. 09.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER
FLUGTECHNIKER

E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

DR. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

10. Mai 1910.

Heft 9.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlins“.

INHALT:

Die Seitensteuerung der Flugmaschinen. Von H. Reißner, Aachen. S. 101.
Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger. Auszug aus der Göttinger Dissertation. Von Wilhelm Deimler, München. (Schluß.) S. 106.
Bewertung des deutschen Wright-Patentes. Von Patentanwalt Apitz, Berlin. (Fortsetzung.) S. 109.

Neue Flugapparate (Mit Tafel V und VI.) S. 111.
Die Amateurfrage im Flugsport. Von O. Schmal-Carbur. S. 114.
Sportliche Nachrichten. S. 115.
Kleine Mitteilungen. S. 116.
Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 116.

Die Seitensteuerung der Flugmaschinen.

Von H. Reissner, Aachen.

Die Gleichgewichtsverhältnisse der Flugmaschinen in gerader Fahrt sind, wenn sie auch einer weiteren Durchforschung im einzelnen noch sehr bedürfen, in ihren grundlegenden Beziehungen erledigt¹⁾. Über die Bewegung in gekrümmter Bahn finden sich dagegen nur zaghafte Andeutungen, in denen nur eine Gleichgewichtsbedingung zu erfüllen gesucht wird²⁾, statt, wie es nötig ist, deren sechs wie bei jedem räumlich freien Körper, zu betrachten.

Wenn nun auch hier, wie so oft, die technische Entwicklung der theoretischen Erkenntnis vorausgeeilt ist, hat sie diese doch wohl nicht ganz überflüssig gemacht, vielmehr ist es an der Zeit, weitere Fortschritte in der Lenkung von Flugfahrzeugen durch vollständige Fassung und Durchrechnung des Problems zu suchen.

Die dynamische Wirkung aller Teile unserer heutigen und wohl auch der zukünftigen Flugmaschinen beruht auf der großen Transversalkraft und der kleinen Longitudinalkraft, die eine dünne ebene oder schwach gewölbte längliche Platte in einem sie unter kleinem Winkel auf der Langseite treffenden unbegrenzten Luftstrom erfährt. An quantitativen einigermaßen zuverlässigen und leidlich übereinstimmenden Angaben über diese Kraftwirkungen besitzen wir die Veröffentlichungen von Lilienthal, Langley, Sellers, Riabouchinski und Rateau³⁾, die noch einer plan-

¹⁾ Vgl. H. Reißner, Wissenschaftliche Fragen aus der Flugtechnik, Jahresber. d. deutsch. Math. Ver. 1908.

²⁾ P. Renard, Virage des Aéroplanes, Aéroophile 1908, p. 236, Paris C R. 1908 Mai. — R. Soreau, Etat actuel et avenir de l'aviation, mém. de la soc. des ing. civ. de France, 1908 Juillet p. 169 ff. — E. Bertin, Stabilité transversale des Aéroplanes, Aéroophile, Jan. 1909, Marchis, Le Navire Aerien, Paris 1909 p. 748 ff.

³⁾ Lilienthal, Der Vogelflug, Berlin 1889. — Langley, Experiments in Aerodynamics, Washington, 1898. — Sellers, Lift und Drift,

mäßigen Verarbeitung, Nachprüfung und Ergänzung bedürfen.

Für unsere Zwecke genügt es, die folgende ungefähre Zusammenfassung auszusprechen.

Sei a die Breite der rechteckig gedachten Fläche quer zum Luftstrom, l die Länge in Richtung desselben, i der Winkel zwischen Luftstrom und Fläche, V die relative Geschwindigkeit der Luft zur Fläche, so entsteht bei kleinen Winkeln etwa bis zu 8° ein Luftdruck D im wesentlichen senkrecht zur Wölbungssehne der Fläche vom Betrage:

$$D = c a l V^2 \sin(i + \epsilon)$$

Hierin kann man für Flächenwölbungen 0 bis etwa $\frac{1}{15}$

und ein Seitenverhältnis $\frac{a}{l} = c = 0,25$ setzen, während ϵ ,

die Neigung der Nullsehne, von 0° bis etwa 4° mit der Wölbung steigt. Der Vorteil gewölbter Flächen beruht hauptsächlich auf dem Auftreten dieser Konstante ϵ . Zu diesem Luftdruck ist dann noch ein kleiner vom Winkel unabhängiger Widerstand in Richtung des Luftstroms hinzuzufügen, der dem Gesetz gehorcht $H = c_1 a l V^2$. Diese Kraft soll in dem Gesamtwiderstand des Systems eingeschlossen sein. Wirkt nun auf eine solche Drachenfläche ein örtlich veränderlicher Luftstrom, so ist die einfachste Arbeitshypothese die, auf ein gewisses Flächenelement das oben auseinandergesetzte Luftdruckgesetz anzuwenden und zwar auf einen unendlich schmalen Streifen, der längs des Luftstromes herausgeschnitten ist.

Diese Hypothese ist bei der verhältnismäßig kleinen Rotation und kleinen seitlichen Translation der Tragflächen

of Arched Surfaces, Scientif. American 1908, Suppl. Nov. — Riabouchinski, Bulletin de l'Institut Aérodynamique de Koutchino, Petersburg 1907, Moscou 1908. — Rateau, Aéroophile 1909 Jul. Aug. Revue de mécanique 1909, Aug.

der Flugmaschinen um so mehr berechtigt, als sie für die sehr viel stärkeren Rotationen und örtlich veränderlichen Relativwege der Schraubenpropellerelemente zu sehr guter Übereinstimmung mit der Wirklichkeit führt.

Als Geschwindigkeit eines Flächenelementes soll dabei diejenige eines Punktes genommen werden, in dem die Luftdruckresultierende dieses Flächenelementes dasselbe schneidet.

Die Lage dieses Punktes ist für die kleinen Einfallswinkel des Luftstromes, um die es sich hier handelt, noch nicht recht sicher gestellt, da die Versuche von Kummer, Joessel, Langley, Riabouchinski, Rateau und Eiffel¹⁾, bei kleinen Einfallswinkeln nicht übereinstimmen. Für die folgende Untersuchung ist diese Unsicherheit unerheblich und die Lage des Druckpunktes ist im folgenden zu $\frac{4}{10}$ der Flächenbreite von der Vorderkante angesetzt worden.

Es wird im folgenden zunächst darauf ankommen, die relativen Geschwindigkeiten der darstellenden Punkte der Flächenelemente und die Einfallswinkel des relativen Luftstroms bei gekrümmter Bahn des Systems und beliebiger Neigung desselben festzustellen. Sodann werden durch Integration die Luftdrucke und Drehmomente der endlichen, das System zusammensetzenden Trag-, Steuer- und Leitflächen aufgestellt und schließlich mit diesen die sechs Gleichgewichtsbedingungen des stationären Zustandes in gekrümmter Bahn für das ganze System formuliert.

Für die Anwendungen werden in dieser Arbeit schließlich die allgemeinen Ansätze durch die Voraussetzung, daß der Bahnkrümmungsradius groß gegen die Systemabmessungen, der Seitenabtrieb klein gegen die Fahrtgeschwindigkeit, die Apparatneigung klein gegen 1 usw. sind, vereinfacht, so daß die Produkte dieser Größen gegen die linearen Glieder vernachlässigt werden können. Es zeigt sich dann, daß drei von den Gleichgewichtsbedingungen allein die Änderung des Schubes, des Einfallswinkels und der Geschwindigkeit betreffen, und diese Änderungen im allgemeinen Null werden.

Die übrigen drei lassen die Bahnkrümmung, den seitlichen Abtrieb und die Systemneigung aus den Ausschlägen der verschiedenen Steuerorgane berechnen.

An Hand dieser Abhängigkeiten wird die Wirkung der verschiedenen Steuermethoden durch Formeln und numerische Beispiele erläutert, insbesondere die Vertikalfächsteuerung, die Tragflächenverwindung, die seitliche Schwerpunkts- oder Tragflächenverschiebung und deren Kombinationen bzw. zwangläufige Kupplungen.

Ferner wird gezeigt, in welcher Größe diese Steuerbewegungen reine stabilisierende Drehmomente um die Längsachse eines Systems ohne andere Kräftewirkungen erzeugt werden können, wenn es darauf ankommt, unerwünschte Systemneigungen um die Längsachse aufzuheben.

Bezeichnungen (Fig. 1).

Das rechtshändige x, y, z Koordinatensystem sei mit der z -Achse fest am Apparat, die x -Achse sei wagerecht und die y -Achse stehe auf beiden senkrecht, und zwar liege bei gradliniger Fahrt:

die x -Achse in der horizontalen Längsachse durch den Schwerpunkt positiv in der Fahrtrichtung,

die y -Achse in der vertikalen Schwerachse positiv nach oben,

die z -Achse in der horizontalen Querachse des Apparats durch den Schwerpunkt.

¹⁾ Siehe Literaturübersicht und Besprechung bei Reißner, Betrachtungen über die Druckpunktverschiebung, Flugspport, März 1910.

Das x', y', z' System falle bei gradliniger Bahn mit dem ersten zusammen, bei gekrümmter Bahn mögen y' z' und x' -Achsen horizontal bzw. vertikal bleiben und die x' -Achse dauernd mit der x -Achse zusammenfallen.

x, y, z seien die Koordinaten desjenigen Tragflächenpunktes, durch den die Luftdruckresultierende des betrachteten Flächenelementes geht.

ξ, η, ζ die Koordinaten desjenigen Steuer- oder Leitflächenpunktes, durch den die zugehörige Luftdruckresultierende geht.

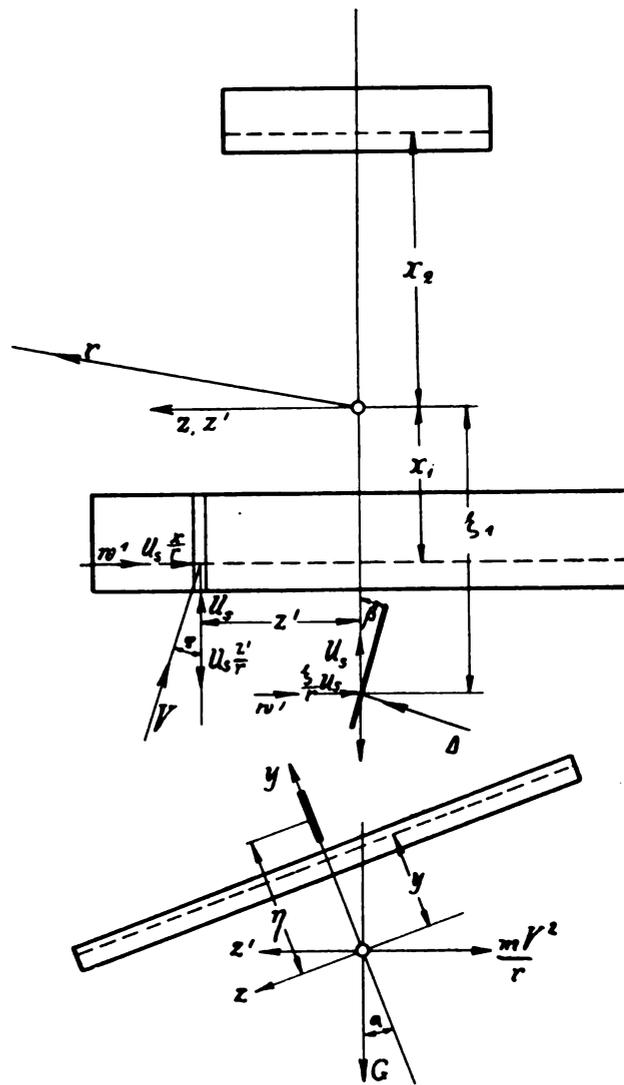


Fig. 1.

r der Krümmungsradius der Bahn, positiv, wenn der Mittelpunkt auf der positiven z -Achse liegt.

u, v, w die relativen Geschwindigkeiten eines darstellenden (resultierenden) Flächenpunktes in den drei Koordinatenachsen x, y, z ; $u_s' = u_s$ und w_s' die Geschwindigkeiten des Systemschwerpunktes in der Richtung der $x = x'$ und z' -Achse, letztere Geschwindigkeit der seitlichen Abtrieb des Systems.

u_{s0} die Geschwindigkeit des Schwerpunktes in gradliniger Bahn,

i_0 der Winkel einer Tragflächennormale gegen die y' -Achse, d. h. der ursprüngliche Einfallswinkel;

i der Winkel einer Tragfläche gegen die y -Achse,

$\delta i = i - i_0$ die Winkeländerung einer Tragfläche kann entweder durch Drehung des ganzen

Systems um die z -Achse entstehen oder durch Verstellung einer Fläche gegen den Apparat.

α die Drehung einer Fläche um die x -Achse mit dem ganzen System,

α_0 dieselbe gegen das System.

Bewegt sich der Schwerpunkt des ganzen Systems in einem Kreise vom Radius r in horizontaler Ebene mit der Geschwindigkeit V_s und befindet sich das System im stationären Bewegungszustand, so ist die Winkelgeschwindigkeit des Systems um die Vertikale gegeben durch $\omega = \frac{V_s}{r}$. Dabei braucht die Apparatchse nicht mit der

Bahnachse zusammenzufallen, sondern wird im allgemeinen einen kleinen Winkel einschließen, dessen Tangente sich berechnet als der Quotient aus seitlicher Geschwindigkeit w_s senkrecht zur Apparatchse und Längsgeschwindigkeit u_s in der Apparatchse. Für einen beliebigen Punkt der Tragflächen kommen zu diesen Geschwindigkeiten noch diejenigen infolge der Rotation ω hinzu und sind in Fig. 1 aufgetragen.

Bestimmt man bei der so geschilderten Bewegung die Einfallswinkel des Luftstroms für jedes Tragflächenelement, sowie die dort herrschende Relativgeschwindigkeit zwischen Luft und Fläche, so kann man den Gesamtdruck auf die Fläche, sowie die Drehmomente des Luftdrucks um die Apparatchse und um die zwei nach Fig. 1 fest mit derselben verbundenen y und z -Achsen durch eine Integration gewinnen, was in folgendem ausgeführt werden soll.

Die Tragflächenkräfte.

Der Winkel zwischen Tragflächenelement dF und Luftstrom Vs (Fig. 2) bestimmt sich nach den Regeln der analytischen Geometrie zu:

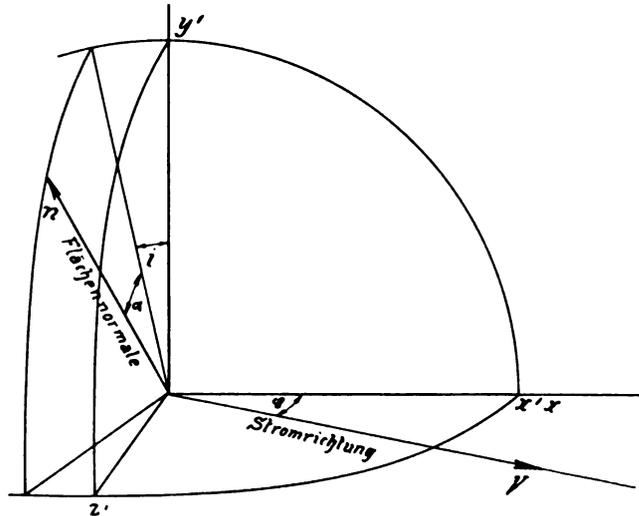


Fig. 2.

$$\begin{aligned} \cos nx' &= -\sin(i_0 + \epsilon) & \cos Vx' &= \cos \varphi \\ \cos ny' &= \cos(i_0 + \epsilon) \cos \alpha & \cos Vy' &= 0 \\ \cos nz' &= \cos(i_0 + \epsilon) \sin \alpha & \cos Vz' &= \sin \varphi \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \cos(Vn) &= -\cos \varphi \cdot \sin(i_0 + \epsilon) + \sin \varphi \sin \alpha \cos(i_0 + \epsilon) = -\sin(Vs) \\ \sin(Vs) &= \sin(i_0 + \epsilon) \cos \varphi - \cos(i_0 + \epsilon) \sin \varphi \sin \alpha. \end{aligned}$$

Der Luftstrom bildet dabei mit der Apparatchse den Winkel φ bestimmt aus

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{x/r + w'/u_s}{1 - z'/r}.$$

Die resultierende Relativgeschwindigkeit zwischen Luft- und Flächenelement wird:

$$V^2 = u_s^2 \left(1 - \frac{z'}{r}\right)^2 + \left(w' + \frac{u_s x'}{r}\right)^2.$$

Der Luftdruck auf ein Tragflächenelement hat die Größe:

$$\begin{aligned} dD &= c dF V^2 \sin(Vs) \\ &= c dF u_s^2 \left[\left(1 - \frac{z'}{r}\right)^2 + \left(\frac{w'}{u_s} + \frac{x'}{r}\right)^2 \right] \\ &\quad (\sin(i_0 + \epsilon) \cos \varphi - \cos(i_0 + \epsilon) \sin \varphi \sin \alpha). \end{aligned}$$

Für kleine w'/u_s , x'/r und z'/r kann man diesen Ausdruck schreiben:

$$\begin{aligned} dD &= c dF u_s^2 \left[1 - 2 \frac{z'}{r} \right] (\sin(i_0 + \epsilon) \\ &\quad - \cos(i_0 + \epsilon) \sin \alpha \left\{ -\frac{w'}{u_s} + \frac{x'}{r} \right\}). \end{aligned}$$

Hierin können wir nach Fig. 3 setzen:

$$\begin{aligned} z' &= z \cos(\alpha - \alpha_0) + y \sin(\alpha - \alpha_0) \\ z &= b \cos \alpha_0 & y &= y_0 - b \sin \alpha_0 \\ z' &= b \cos \alpha_0 \cos(\alpha - \alpha_0) + y \sin(\alpha - \alpha_0). \end{aligned}$$

Setzt man zwar α_0 endlich voraus, $\alpha - \alpha_0 = \delta \alpha$ die Apparatneigung aber unendlich klein, so ziehen sich die obigen Ausdrücke noch zusammen zu:

$$\begin{aligned} z' &= b \cos \alpha_0 + y \delta \alpha \\ dD &= c u_s^2 dF \left[1 - \frac{2b \cos \alpha_0}{r} - \frac{2y \delta \alpha}{r} \right] (\sin(i_0 + \epsilon) \\ &\quad - \cos(i_0 + \epsilon) \sin \alpha_0 \left\{ -\frac{w'}{u_s} + \frac{x'}{r} \right\}). \end{aligned}$$

Zur übersichtlichen Schreibweise seien die folgenden Abkürzungen eingeführt:

$\int b dF = S$ das statische Moment einer Fläche in bezug auf die Schnittlinie mit der xy -Ebene, das Null wird, wenn die xy -Ebene Symmetrieebene der Fläche ist.

$\int b^2 dF = J$ das Trägheitsmoment in bezug auf dieselbe Achse.

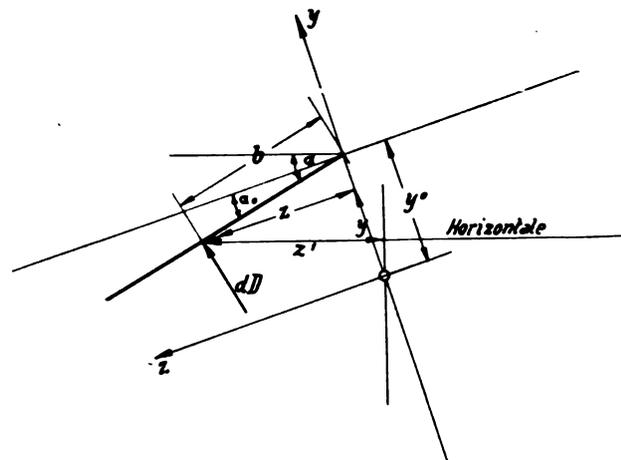


Fig. 3.

Bis zu kleinen Größen erster Ordnung wird nun, wenn noch $\cos \alpha_0 = 1$ $\sin \alpha_0 = \alpha_0$ gesetzt wird:

Der resultierende Druck auf ein endliches Tragflächenstück

$$D = cu_s^2 \left[F - \frac{2S}{r} \right] \sin(i + \epsilon), \dots (1)$$

wobei die wirksame Nullneigung ϵ der Flächenebene berücksichtigt ist (siehe Einleitung).

Für symmetrisch zur Apparatachse liegende Tragfläche ($S = 0$) ist also der Tragflächendruck und damit der Auftrieb derselbe wie in grader Fahrt bis auf kleine Größen höherer Ordnung, wie schon Soreau Anm. 2) bemerkt hat.

Die resultierenden Drehmomente am endlichen Flächenstück erhalten die Form:

$$\begin{aligned} M_x &= - \int dDz \cos i \cos \alpha_0 + dDy \cos i \sin \alpha_0 \\ &= D y_0 \cos i \sin \alpha_0 - \cos i \int dDb \\ M_y &= - \int dDz \sin i - dDx \cos i \sin \alpha_0 \\ &= Dx \cos i \sin \alpha_0 - \sin i \cos \alpha_0 \int dDb \\ M_z &= \int dDy \sin i + dDx \cos i \cos \alpha_0 \\ &= D (y_0 \sin i + x \cos i \cos \alpha) - \sin i \sin \alpha_0 \int dDb \end{aligned}$$

wo $\int dDb = cu_s^2 \left[\sin(i + \epsilon) \left(S - \frac{2J}{r} \right) - \cos(i + \epsilon) \alpha_0 \left(\frac{\tau w'}{u_s} + \frac{x}{r} \right) S \right]$

$$= cu_s^2 \sin(i + \epsilon) \left[S - \frac{2J}{r} \right] \text{ bis auf kleine Größen}$$

höherer Ordnung, und damit:

$$\left. \begin{aligned} M_x &= cu_s^2 \cos i \sin(i + \epsilon) \left(\frac{2J}{r} - S + F y_0 \alpha_0 \right) \\ M_y &= cu_s^2 \left[\sin i \left(\frac{2J}{r} - S \right) - \cos i F x \alpha_0 \right] \sin(i + \epsilon) \\ M_z &= cu_s^2 \left[- \left(\frac{2S}{r} - F \right) (y_0 \sin i + x \cos i) - \sin i S \alpha_0 \right] \sin(i + \epsilon). \end{aligned} \right\} (2)$$

Die Steuerflächenkräfte.

Ist β der Ausschlagwinkel der Steuerfläche gegen die Längsachse, positiv, wenn die Drehung von der positiven x -Achse nach der positiven z -Achse erfolgt ist, und ψ der Winkel zwischen Luftstrom am repräsentierenden Punkt der Steuerfläche mit der Apparatachse, so läßt sich mit den in (Fig. 1) eingetragenen Geschwindigkeitskomponenten dieses Punktes nach (Fig. 4) der Winkel zwischen Luftstrom und Steuerflächen (Vf) wie folgt ableiten

$$\begin{aligned} \text{tg } \psi &= \xi/r + \tau w'/u_s \\ \cos nx &= - \sin \beta & \cos(Vx) &= \cos \psi \\ \cos ny &= 0 & \cos(Vy) &= \sin \psi \sin \alpha \\ \cos nz &= \cos \beta & \cos(Vz) &= \sin \psi \cos \alpha \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \cos(Vn) &= - \cos \psi \sin \beta + \sin \psi \cos \beta \cos \alpha = - \sin(Vf) \\ \sin(Vf) &= \cos \psi \sin \beta - \sin \psi \cos \beta \cos \alpha. \end{aligned}$$

Da nun die Relativgeschwindigkeit zwischen Luftstrom und Steuerfläche den Wert hat:

$$V^2 = u_s^2 + \left(\frac{\xi u_s}{r} + w' \right)^2 = u_s^2 [1 + (\xi/r + w'/u_s)^2],$$

so ergibt sich als Druckresultierende \mathcal{A} auf eine Steuerfläche

$$\begin{aligned} \mathcal{A} &= cfV^2 \sin(Vf) \\ &= cfu_s^2 \sqrt{1 + (\xi/r + w'/u_s)^2} (\sin \beta - \cos \beta \cos \alpha \{ \xi/r + w'/u_s \}). \end{aligned}$$

Ist β , ξ/r , $\tau w'/u_s$ und α klein, so werden: Druckkräfte und Drehmomente der Steuer- und Leitflächen

$$\mathcal{A} = cfu_s^2 (\beta - \xi/r - w'/u_s) \dots (3)$$

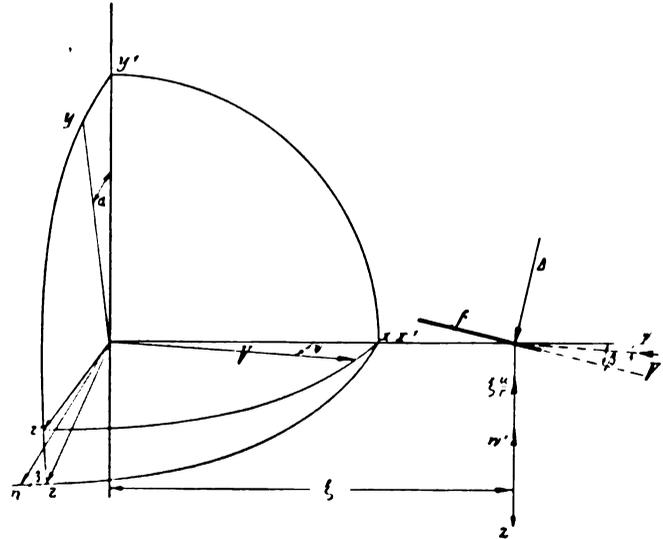


Fig. 4.

$$\left. \begin{aligned} M_x &= \mathcal{A} \cos \beta \eta \cos \alpha_0 = \mathcal{A} \eta \\ M_y &= - \mathcal{A} \cos \beta \xi \cos \alpha_0 = - \mathcal{A} \xi \\ M_z &= \mathcal{A} (\eta \sin \beta \cos \alpha - \xi \sin \alpha_0) = \mathcal{A} (\eta \beta - \xi \alpha_0) \end{aligned} \right\} (4)$$

Die Komponenten der Zentrifugalkraft.

Ist $m = \frac{G}{g}$ die Masse des ganzen Systems, V_s die resultierende Geschwindigkeit des Schwerpunktes, χ der Winkel zwischen Bewegungsrichtung und Längsachse, so hat man für den Winkel zwischen Bahntangente und Apparatachse:

$$\text{tg } \chi = \frac{\tau w'}{u_s}$$

und für die Komponenten der Zentrifugalkraft:

$$\begin{aligned} Z_x &= \frac{mV_s^2}{r} \sin \chi \\ Z_y &= - \frac{mV_s^2}{r} \sin \alpha \cos \chi \\ Z_z &= - \frac{mV_s^2}{r} \cos \alpha \cos \chi \quad V_s^2 = u_s^2 + \tau w'^2. \end{aligned}$$

Die Kraft- und Drehmomentkomponenten des schädlichen Widerstandes.

Ist $W = c_3 \Phi V_s^2$ der schädliche Widerstand, wo Φ schädliche Widerstandsfläche, und c_3 der zugehörige Koeffizient, der von der Zuspitzung der betr. Körper abhängt, und ist y_w die Ordinate des Widerstandsmittelpunktes, so sind die Komponenten und Drehmomente des schädlichen Widerstandes bis auf kleine Größen höherer Ordnung:

$$\begin{aligned} W_x &= - c_3 \Phi (u_s^2 + \tau w'^2) \frac{u_s}{\sqrt{u_s^2 + \tau w'^2}} = - c_3 \Phi u_s^2 \\ W_y &= c_3 \Phi \sin \alpha \frac{\tau w'}{u_s} \end{aligned}$$

$$W_z = c_3 \Phi u_s^2 \frac{\omega'}{u_s}$$

$$M_x = c_3 \Phi u_s^2 \frac{\omega'}{u_s} y_w$$

$$M_y = 0$$

$$M_z = c_3 \Phi u_s^2 y_w$$

Die sechs Gleichgewichtsbedingungen.

Mit den vorstehend zusammengestellten Kräften und Drehmomenten können die sechs Gleichgewichtsbedingungen des ganzen Systems angesetzt werden.

$$x) \quad H - \sum (D \sin i + \mathcal{A} \sin \beta) - W_z + \frac{m V_s^2}{r} \sin \chi = 0$$

$$y) \quad G \cos \alpha + \sum (D \cos i \cos \alpha_0 - \mathcal{A} \sin \alpha_0 \cos \beta) - \frac{m V_s^2}{r} \cos \chi \sin \alpha = 0$$

$$z) \quad G \sin \alpha + \sum (-D \cos i \sin \alpha_0 + \mathcal{A} \cos \beta \cos \alpha_0) - \frac{m V_s^2}{r} \cos \chi \cos \alpha - c \Phi u_s \omega' = 0$$

$$\sum M_x = 0$$

$$\sum M_y = 0$$

$$\sum M_z = 0.$$

Man setze also die früher ausgerechneten Werte für D , \mathcal{A} usw. in die obigen Gleichgewichtsbedingungen ein und ziehe dann von denselben die Gleichgewichtsbedingungen für grade Fahrt ab, die man aus ersteren erhält, wenn man β/r , α , β und ω' verschwinden läßt. Dadurch erhalten dann die so gewonnenen Beziehungen als Unbekannte nur noch die Änderungen des Propellerschubes δH , der Einfallswinkel δi und der Schwerpunktgeschwindigkeit δu statt der entsprechenden Gesamtgrößen.

Es ist nun zweckmäßig, zunächst die Änderungen der auftretenden Größen D , i , V , u , H unter Berücksichtigung ihrer Kleinheit aus dem ungestörten Zustand der gradlinigen Bewegung in den der gekrümmten Bahn zu verfolgen, wobei der Index 0 den Zustand der gradlinigen Fahrt bezeichnet:

$$V^2 = u_s^2 + \omega'^2 = u_{s0}^2 + 2 u_{s0} \delta u_s + \omega'^2 = u_{s0}^2 + 2 u_{s0} \delta u$$

$$D \sin i = D_0 \sin i_0 + \delta D \sin i_0 + D_0 \cos i_0 \delta i$$

$$H = H_0 + \delta H$$

$$H_0 = \sum D_0 \sin i_0 + W_{0,z}$$

$$D_0 = c_1 u_0^2 \sin(i + \epsilon) F$$

$$\delta D = c_1 u_0^2 \left[\delta i \cos(i_0 + \epsilon) F - (\sin i_0 + \epsilon) \frac{2S}{r} \right] + 2 c_1 u_0 \delta u \sin(i_0 + \epsilon) F.$$

Für die Darstellung der Gleichgewichtsbedingung in der x -Achse in möglichst einfacher Form soll wie oben schon ausgesprochen von dem Schub H bei Kurvenfahrt derjenige in gradliniger Bahn abgezogen werden und zwar unter Beschränkung auf unendlich kleine Größen erster Ordnung:

$$H = \sum D_0 \sin i_0 + W_0 + \delta D \sin i_0 + D \cos i_0 \delta i + 2 u_{s0} \delta u c_3 \Phi$$

$$H_0 = \sum D_0 \sin i_0 + W_0$$

$$x) \dots \frac{\delta H}{c u_0^2} = \frac{2 \delta u}{u} \left(c_3 \Phi + \sum F \sin(i + \epsilon) \sin i \right) + \sum \delta i F \sin(2i + \epsilon).$$

Die Auftriebsbedingung in der y -Achse liefert bei Beschränkung auf kleine Größen erster Ordnung:

$$G = \sum D_0 \cos i + \delta D \cos i - D_0 \sin i \delta i,$$

während in gradliniger Bahn gilt:

$$G = \sum D_0 \cos i$$

Die Subtraktion ergibt:

$$y) \dots 0 = \sum \delta i F \cos(2i + \epsilon) - \frac{1}{r} \sum 2 S \sin(i + \epsilon) \cos i + \frac{\delta u}{u} \sum 2 F \sin(i + \epsilon) \cos i$$

Entweder ist aus Symmetriegründen hier im allgemeinen

$$\sum S \sin(i + \epsilon) \cos i = 0,$$

oder bei der gleich unten eingeführten kleinen Seitenverschiebung ξ wird trotz der dadurch eintretenden Unsymmetrie das zweite Glied als klein von höherer Ordnung auch ohnehin Null.

Die Gleichgewichtsbedingung für die Zentrifugalkraft in der z -Achse nimmt die Form an:

$$G \delta \alpha = \sum D_0 \cos i \alpha_0 - \mathcal{A} + \frac{m u^2}{r} - c_3 \Phi u \omega',$$

während bei gradliniger Bahn

$$0 = \sum D_0 \cos i \alpha_0,$$

woraus wir vereinfachen können zu:

$$z) \dots \frac{G \delta \alpha}{c_1 u^2} = \frac{m}{c_1 r} + \Phi \frac{\omega'}{u} \frac{c_3}{c_1} - \frac{c_2}{c_1} \sum f(\beta - \omega'/u - \xi/r).$$

Die Zusammensetzung der Drehmomente erfolgt in analoger Weise.

Zunächst um die x -Achse:

$$c_1 u^2 \left[\sum \cos i \sin(i + \epsilon) \left(\frac{2J}{r} - S + F y_0 \alpha_0 \right) + \frac{c_2}{c_1} f \eta (\beta - \xi/r - \omega'/u) - \frac{c_3}{c_1} \Phi y_w \omega'/u \right] = 0.$$

Erfolgt die Steuerung durch seitliche Verschiebungen ξ der Tragflächen F , so kann man setzen:

$$\sum S \cos i \sin(i + \epsilon) = \sum F \xi \cos i \sin(i + \epsilon).$$

Man erhält schließlich durch Differentiation nach dem Einfallswinkel i unter Beschränkung auf kleine Größen erster Ordnung:

$$M_x) \dots \sum \sin(i + \epsilon) \cos i \left(\frac{2J}{r} + F(y_0 \alpha_0 - \xi) \right) - \cos(2i + \epsilon) S \delta i + \frac{c_2}{c_1} f \xi (\beta - \xi/r - \omega'/u) - \frac{c_3}{c_1} \Phi y_w \omega'/u = 0.$$

Sodann um die y -Achse:

$$\sum \sin(i + \epsilon) \sin i \left(\frac{2J}{r} - S \right) - \sin(i + \epsilon) \cos i F x \alpha_0 - \frac{c_2}{c_1} f \xi (\beta - \xi/r - \omega'/u) = 0$$

und mit $\sum S \sin(i + \epsilon) \sin i = \sum F \xi \sin(i + \epsilon) \sin i + \delta i \sin(2i + \epsilon) S.$

$$M_y) \dots \sum \sin(i + \epsilon) \sin i \left(\frac{2J}{r} - F \xi \right) - \delta i S \sin(2i + \epsilon) - \cos i \sin(i + \epsilon) F x \alpha_0 - \frac{c_2}{c_1} f \xi (\beta - \xi/r - \omega'/u) = 0.$$

Auch in bezug auf die z -Achse hebt sich das Quadrat der Fahrtgeschwindigkeit u fort, und man erhält nach Summierung aller Momente, Differentiation nach dem Einfallswinkel i , Berücksichtigung des ungestörten Zustandes und Beschränkung auf kleine Größen erster Ordnung.

$$\sum \sin(i + \epsilon) \sin i \left[y_0 \left(F - \frac{2S}{r} \right) - S\alpha \right] + x \sin(i + \epsilon) \cos i \left(F - \frac{2S}{r} \right) + \frac{c_3}{c_1} \Phi y_{\alpha} = 0$$

und bei gradliniger Fahrt

$$\sum \sin(i_0 + \epsilon) \sin i_0 (y_0 F - S_0 \alpha_0) + x \sin(i_0 + \epsilon) \cos i_0 F + \frac{c_3}{c_1} \Phi y_{\alpha} = 0.$$

Nach Berücksichtigung der Beziehungen $\alpha = \alpha_0 + \delta \alpha$, $i - i_0 = \delta i$ und Subtraktion erhält man:

$$\sum \delta i F \left[\left(y_0 \sin(2i + \epsilon) + x \cos(2i + \epsilon) \right) + \sin(i + \epsilon) \left(\frac{\partial y_0}{\partial i} \sin i + \frac{\partial x}{\partial i} \cos i \right) \right] - \frac{1}{r} 2 S \sin(i_0 + \epsilon) \left(y_0 \sin i_0 + x \cos i_0 \right) - \sin(i_0 + \epsilon) \sin i_0 S \delta \alpha = 0.$$

Das zweite mit der Krümmung $\frac{1}{r}$ multiplizierte Glied verschwindet auf jeden Fall, nämlich bei symmetrischem Apparat identisch, bei kleiner Seitenverschiebung ζ als Größe höherer Ordnung.

Das letzte mit $\delta \alpha$ behaftete Glied gibt den Einfluß einer auf beiden Seiten der Längs(x -)achse entgegengesetzten Verdrehung der Tragflächen um eine Parallele zu dieser Achse an, indem durch solche Verdrehung die mittlere Höhe der Fläche über dem Schwerpunkt und damit das Drehmoment des Luftdrucks um die Querachse (z) geändert wird. Man könnte deswegen daran denken, eine solche V -förmige Schwenkung der Tragflächenteile gegeneinander als Höhensteuer zu verwenden, wird aber diesen Gedanken aufgeben, da man findet, daß einerseits die Wirkung zu gering ist, andererseits eine zu große Steuerarbeit bei jedem Schwenken wegen Veränderung der Höhenlage der Fläche geleistet werden muß.

Es ist also zweckmäßig, auch das letzte Glied der Gleichung M_z fortzulassen.

Die von überflüssigen Gliedern befreite Gleichgewichtsbedingung bezüglich der z -Achse lautet also endlich:

$$M_z) \dots \sum \delta i F \left[\left(y_0 \sin(2i + \epsilon) + x \cos(2i + \epsilon) \right) + \sin(i + \epsilon) \left(\frac{\partial y_0}{\partial i} \sin i + \frac{\partial x}{\partial i} \cos i \right) \right] = 0.$$

(Fortsetzung folgt.)

Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger.

Von Wilhelm Deimler, München.¹⁾ (Schluß.)

Nach § 4 ist noch eine Koordinatentransformation vorzunehmen, die δ_0 zu Null macht. Man erhält dann

$$x_1 = 0,04 \quad y_1 = 0 \quad z_1 = 0,5 \quad q_1 = 3,5 \quad \psi_1 = 0 \\ x_2 = -5,95 \quad y_2 = 0 \quad z_2 = 0,86 \quad q_2 = 13,5 \quad \psi_2 = 0$$

¹⁾ Auszug aus der Göttinger Dissertation (München, R. Oldenbourg, 1910).

$$x_3 = -5,95 \quad y_3 = 0 \quad z_3 = 0,86 \quad q_3 \text{ unbest.} \quad \psi_3 = 90 \text{ od. } 270 \\ \delta_0 = 0 \quad \mathcal{J}_0 = 13,5^0$$

$$\cos \lambda_1 = -0,998 \quad \cos \nu_1 = 0,061 \quad \cos \mu_1 = 0 \\ \cos \mathcal{A}_1 = 0,061 \quad \cos \mathcal{N}_1 = 0,998 \quad \cos \mathcal{M}_1 = 0 \\ \cos \lambda_2 = -0,972 \quad \cos \nu_2 = 0,233 \quad \cos \mu_2 = 0 \\ \cos \mathcal{A}_2 = 0,233 \quad \cos \mathcal{N}_2 = 0,972 \quad \cos \mathcal{M}_2 = 0 \\ \cos \lambda_3 = -0,972 \quad \cos \nu_3 = 0,233 \quad \cos \mu_3 = 0 \\ \cos \mathcal{A}_3 = 0,233 \quad \cos \mathcal{N}_3 = 0 \quad \cos \mathcal{M}_3 = \pm 1$$

Um die Trägheitsmomente und das Zentrifugalmoment C_{xz} nicht ganz willkürlich wählen zu müssen, sei angenommen: $\frac{2}{3}$ der Masse des Fliegers seien gleichmäßig über die Flächen verteilt, $\frac{1}{3}$ der Masse sei in einem Punkt P konzentriert. Um die richtige Lage des Schwerpunkts herauszubekommen, hat man diesem Punkt P die Koordinaten $x = 1,92$; $y = 0$; $z = -1,12$ zu geben und man erhält (Meter als Längeneinheit)

$$J_y = 2,4^2 M \quad J_x = 4,4^2 M \quad J_z = 4,9^2 M \quad C_{xz} = -1,3 M.$$

Die Abstände r_x, r_y, r_z der Flächenmittelpunkte von den Achsen werden:

$$\text{Fläche 1: } r_x = 0,5 \quad r_y = 0,5 \quad r_z = 0,04 \\ \text{,, 2,3: } r_x = 0,86 \quad r_y = 6,05 \quad r_z = 5,95$$

Weiter wird nach den Gleichungen 7 und 8:

$$\text{Fläche 1: } \sigma_y = -8,9^0 \\ \text{,, 2,3: } \sigma_y = 264,7^0$$

$$\text{für } F_1 \left(\frac{\partial v}{\partial \delta} \right) = 0,5 \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \vartheta} \right) = 1 \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) = -1$$

$$\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) = -\frac{0,078}{r_0}$$

$$\text{für } F_2 \left(\frac{\partial v}{\partial \delta} \right) = -0,5 \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \vartheta} \right) = 1 \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) = -1$$

$$\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) = -\frac{6}{r_0}$$

$$\text{für } F_3 \left(\frac{\partial v}{\partial \delta} \right) = -0,5 \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \vartheta} \right) = 0 \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) = 0$$

$$\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right) = 0$$

Die Ableitungen von $\cos \lambda_1, \cos \lambda_2, \cos \nu_1, \cos \nu_2, \cos \mu_1, \cos \mu_2, \cos \mu_3$ sind alle Null für longitudinale Störungen, dagegen wird:

$$\left(\frac{\partial \cos \lambda_3}{\partial v} \right) = 0 \quad \left(\frac{\partial \cos \lambda_3}{\partial \vartheta} \right) = 0,233$$

$$\left(\frac{\partial \cos \lambda_3}{\partial \delta} \right) = -0,233 \quad \left(\frac{\partial \cos \lambda_3}{\partial \delta} \right) = -\frac{1,39}{r_0}$$

$$\left(\frac{\partial \cos \nu_3}{\partial v} \right) = 0 \quad \left(\frac{\partial \cos \nu_3}{\partial \vartheta} \right) = 0,972$$

$$\left(\frac{\partial \cos \nu_3}{\partial \delta} \right) = -0,972 \quad \left(\frac{\partial \cos \nu_3}{\partial \delta} \right) = -\frac{5,86}{r_0}$$

Jetzt ergeben sich durch Differentiation der Gleichungen I bis III nach längerer elementarer Rechnung die Größen l . Es wird:

$$l_3 = 3,4 \quad l_5 = \frac{19}{r_0^2} \quad l_7 = -\frac{36}{r_0} \quad l_9 = \frac{4,6}{r_0} \quad l_{11} = -9$$

$$l_4 = \frac{15}{r_0} \quad l_6 = \frac{39}{r_0} \quad l_8 = \frac{7}{r_0^2} \quad l_{10} = 0 \quad l_{12} = -\frac{2,5}{r_0}$$

Ganz ähnlich berechnen sich zwölf entsprechende Größen für transversale Störungen (vgl. Dissertation) und man erhält

für longitudinale Schwingungen:	für transversale Schwingungen:
$p_1 = \frac{60}{v_0}$	$p_1 = \frac{6,3}{v_0}$
$p_2 = 3,4 + \frac{945}{v_0^2}$	$p_2 = 0,6 + \frac{2,0}{v_0^2}$
$p_3 = \frac{25,5}{v_0} + \frac{3000}{v_0^3}$	$p_3 = \frac{0,726}{v_0} + \frac{0,031}{v_0^3}$
$p_4 = \frac{630}{v_0^2}$	$p_4 = 0,0033 + \frac{0,26}{v_0^2}$
$H = \frac{5,2 \cdot 10^3}{v_0^2} - \frac{4 \cdot 10^4}{v_0^4} + \frac{2 \cdot 10^8}{v_0^6}$	$H = \frac{2,06}{v_0^2} - \frac{1,1}{v_0^4} + \frac{0,39}{v_0^6}$

Die Größen p sind also bei jeder Geschwindigkeit v_0 positiv. Dasselbe gilt auch für H . Setzt man nämlich v_0 z. B. gleich 1, so wird H positiv. Angenommen H könnte auch negativ werden, so müßte es einen reellen Wert v_0 geben, bei dem H vom Positiven ins Negative überginge, für den es also Null würde. Setzt man aber $H = 0$, so erhält man für v_0 (außer den Werten $v_0 = \pm \infty$) bloß imaginäre Werte. Also sind sämtliche Stabilitätsbedingungen für jedes beliebige v_0 erfüllt:

Der berechnete Flieger ist bei jedem Gewicht stabil, sowohl gegen longitudinale wie transversale Störungen.

Bevor wir die Schwingungsformen des Fliegers bei verschiedenem v_0 besprechen, wollen wir zuerst auf eine Möglichkeit zurückkommen, die wir im § 7 erwähnt haben, nämlich die Diskussion des Einflusses, den eine Veränderung der Trägheitsmomente bei fest vorgegebenem Gewicht des Apparates mit sich bringt. Der Einfachheit halber wollen wir uns auf longitudinale Schwankungen beschränken. Das Trägheitsmoment um die y -Achse J_y sei statt $2,4^2 M$ gleich $2,4^2 n M$, wobei $n > 0$ sein muß. Dadurch wird

$$l_3 = \frac{3,4}{n} \quad l_4 = \frac{15}{v_0 \cdot n}$$

Sämtliche anderen Größen l bleiben unverändert, so daß wir also folgende Werte für die p erhalten:

$$p_1 = \frac{15}{v_0} \cdot \frac{1}{n} + \frac{43,6}{v_0}$$

$$p_2 = \frac{180}{v_0^2} + \frac{680}{v_0^2} \cdot \frac{1}{n} + \frac{3,4}{n}$$

$$p_3 = \frac{25,5}{v_0} \cdot \frac{1}{n} + \frac{3000}{v_0^3} \cdot \frac{1}{n}$$

$$p_4 = \frac{630}{v_0^2} \cdot \frac{1}{n}$$

Diese vier Größen p sind also bei beliebigen v_0 und beliebigem positivem n (also beliebigem Trägheitsmoment J_y) immer positiv, keineswegs gilt dies aber für die Größe $H = (p_1 p_2 - p_3) p_4 - p_1^2 p_1$. Durch elementare Rechnung findet man nämlich bei vorgegebenem Gewicht (resp. Geschwindigkeit) folgende Beziehungen:

$v_0 = 1$	H ist immer positiv
$v_0 = 5$	H wird negativ sobald $J_y > 8,4^2 M$
$v_0 = 10$	H » » » $J_y > 3,8^2 M$
$v_0 = 15$	H » » » $J_y > 3,5^2 M$
$v_0 = 20$	H » » » $J_y > 3,7^2 M$
$v_0 = 100$	H » » » $J_y > 12,2^2 M$

Ein negatives H bedeutet aber Unstabilität, also kann der behandelte Apparat unstabil gemacht werden durch genügende Vergrößerung des Trägheitsradius. (Der Fall $v = 1$ hat wenig praktisches Interesse, denn für ihn dürfte ja der Apparat bloß ein Gewicht von $1,4 \cdot 1^2 = 1,4$ kg haben). Zu beachten ist, daß Unstabilität immer nur dann eintritt, wenn J_y genügend groß gemacht wird, das heißt also:

Eine Vergrößerung des Trägheitsmomentes bei vorgegebenem Gewicht des Apparats scheint für die Stabilität desselben ungünstig zu sein.

Dieses Ergebnis stimmt qualitativ überein mit einem Resultat Lanchesters.¹⁾ Lanchester erhält nämlich eine Stabilitätsbedingung, die in unserer Bezeichnungsweise folgendermaßen geschrieben werden kann: »Stabilität besteht für

$$J_y < - \frac{v_0^2 \lg \vartheta_0 l}{g^2 \left(\frac{1}{Mg} + \frac{1}{\epsilon W_{(a)}} \right)}$$

überschreitet J_y diesen Wert, so tritt Unstabilität ein«. Hierbei ist l der Hebelarm der Schwanzfläche, $W_{(a)}$ der Auftrieb der Schwanzfläche normal zur Fläche, ϵ eine Konstante.²⁾ Man sieht: Auch bei Lanchester darf der Trägheitsradius eine gewisse Größe, die noch von v_0 abhängt, nicht überschreiten. Quantitativ stimmen aber unsere Resultate nicht mit Lanchesters Formel überein. Da nämlich Mg und $W_{(a)} = \text{const. } v_0^2$ gesetzt werden können, so kann die Stabilitätsbedingung Lanchesters in folgender Form geschrieben werden:

$$M k^2 = J_y < \text{const. } v_0^4 \quad k = \text{Trägheitsradius.}$$

Diese Bedingung wird aber bei wachsendem v_0 immer leichter erfüllt, der Trägheitsradius k darf proportional mit v_0 wachsen.

Bei uns ergeben sich hingegen folgende Verhältnisse:

Bei sehr kleinem v_0 ist der Gleitflieger immer stabil, ohne daß dem J_y eine Bedingung vorgeschrieben zu werden braucht. Allmählich (etwa bei $v_0 = 5$) tritt aber eine solche Bedingung auf, die mit wachsendem v_0 immer schärfer wird. Bei $v_0 = \text{ca. } 15$ ist diese Stabilitätsbedingung am schärfsten: wir können sagen: bei $v_0 = 15$ ist die Stabilität des Apparats am geringsten. Von dort ab läßt die Stabilitätsbedingung langsam wieder nach (d. h. die Stabilität des Gleitfliegers wird besser), bis sie bei sehr großem v_0 wieder zu verschwinden scheint.

Jetzt wollen wir wieder auf unseren alten Gleitflieger mit dem festgegebenen Trägheitsmoment $J_y = 2,4^2 M$ zurückkommen und seine Schwingungen um die Gleichgewichtslage bei verschiedenen Geschwindigkeiten v_0 berechnen. Dazu haben wir die Wurzeln λ aus der Gleichung vierten Grades $\lambda^4 + p_1 \lambda^3 + p_2 \lambda^2 + p_3 \lambda + p_4 = 0$ wirklich auszurechnen. So nehmen z. B. $v = 10$ m/sec die Gleichungen für die longitudinalen resp. transversalen Schwingungen, die wir mit L_{10} und T_{10} bezeichnen wollen, folgende Form an:

$$(L_{10}) \quad \lambda^4 + 6\lambda^3 + 12,9\lambda^2 + 6\lambda + 6,3 = 0$$

$$(T_{10}) \quad 100\lambda^4 + 63\lambda^3 + 62\lambda^2 + 7,3\lambda + 0,6 = 0,$$

woraus sich folgende Wurzelwerte ergeben:

$$(L_{10}) \quad \lambda_{1,2} = -2,93 \pm 1,65i \quad \lambda_{3,4} = -0,07 \pm 0,912i$$

$$(T_{10}) \quad \lambda_{1,2} = -0,255 \pm 0,705i \quad \lambda_{3,4} = -0,06 \pm 0,071i$$

(Dimension der λ ist sec^{-1}).

¹⁾ Lanchester, Aerodnetics S 101.

²⁾ $\epsilon = \text{ca. } 0,5$ bis $0,75$ Lanchester, Aerodynamics Kap. VIII.

Ganz entsprechend für andere Werte von v_0 . Zwecks weiterer Diskussion möge eine kleine Zusammenstellung der Wurzelwerte λ bei verschiedenem v_0 folgen:

a) longitudinale Schwingungen:

$v_0 = 1 \text{ m/sec}$	$\lambda_1 = -0,18$	$\lambda_2 = -5,3$	$\lambda_3 = -17,7$	$\lambda_4 = -37,3$
$v_0 = 5 \text{ m/sec}$	$\lambda_1 = -5,2$	$\lambda_2 = -6,0$	$\lambda_{3,1} = -0,4 \pm 0,86i$	
$v_0 = 10 \text{ m/sec}$	$\lambda_{1,3} = -2,93 \pm 1,65i$		$\lambda_{3,1} = -0,07 \pm 0,912i$	
$v_0 = 20 \text{ m/sec}$	$\lambda_{1,2} = -1,41 \pm 1,72i$		$\lambda_{3,1} = -0,09 \pm 0,56i$	
$v_0 = 100 \text{ m/sec}$	$\lambda_{1,2} = -0,26 \pm 1,83i$		$\lambda_{3,1} = -0,04 \pm 0,134i$	

b) transversale Schwingungen:

$v_0 = 1 \text{ m/sec}$	$\lambda_1 = -0,4$	$\lambda_2 = -5,86$	$\lambda_{3,1} = -0,02 \pm 0,316i$
$v_0 = 5 \text{ m/sec}$	$\lambda_1 = -0,03$	$\lambda_2 = -0,35$	$\lambda_{3,1} = -0,43 \pm 0,39i$
$v_0 = 10 \text{ m/sec}$	$\lambda_{1,3} = -0,255 \pm 0,705i$		$\lambda_{3,1} = -0,06 \pm 0,071i$
$v_0 = 20 \text{ m/sec}$	$\lambda_{1,3} = -0,11 \pm 0,95i$		$\lambda_{3,1} = -0,05 \pm 0,08i$

Jedes komplexe Wurzelpaar $a \pm bi$ entspricht einer eigentlichen Schwingung mit der Schwingungsdauer $\frac{2\pi}{b}$ sec; jede reelle negative Wurzel dagegen einer ausgearteten Schwingung, bei der sich der Gleitflieger asymptotisch wieder seiner Ruhelage nähert ohne sie zu überschreiten. Denn betrachten wir z. B. die longitudinalen Schwingungen bei $v_0 = 5$: Sie lassen sich nach § 7 darstellen durch Ausdrücke von folgender Form:

$$Ae^{-5,2t} + Be^{-6t} + e^{-0,4t}(C \cos 0,86t + D \sin 0,86t)$$

= Schwingung.

Hieran sehen wir, wie bei wachsender Zeit t die zwei ersten Anteile der Schwingung $Ae^{-5,2t}$ und Be^{-6t} sich asymptotisch der Null (d. h. der stationären Lage) nähern: das ist der ausgeartete Fall einer außerordentlich stark gedämpften Schwingung. Die zwei weiteren Anteile der Schwingung stellen zusammen eine durch den Faktor $e^{-0,4t}$ gedämpfte Schwingung dar, mit der Schwingungsdauer

$$\frac{2\pi}{0,86} = 7,4 \text{ sec.}$$

Wir sehen also aus unserer Zusammenstellung: Der berechnete Flieger führt nach einer kleinen Störung in transversaler Richtung immer eigentliche Schwingungen aus. In longitudinaler Richtung ist jedoch bei kleiner Geschwindigkeit (ungefähr für $v_0 < 3 \text{ m/sec.}$, was einer Belastung von $14 \cdot 3^2 = 12,6 \text{ kg}$ entspricht) die Dämpfung stark genug, um eine asymptotische Annäherung des Gleitfliegers an seine Gleichgewichtslage zu verursachen. Bei größerer Geschwindigkeit (resp. Belastung) führt er auch in longitudinaler Richtung eigentliche Schwingungen aus.

Zuletzt wollen wir noch unsere Rechnungen und Resultate einer Probe unterwerfen, indem wir sie mit einer Formel von Lanchester¹⁾ vergleichen, die dieser unter folgenden sehr speziellen Voraussetzungen aufstellte:

1. Voraussetzung: Der Flieger verliere keine Energie während des Fluges.

2. Voraussetzung: Der Flieger besitze kein Trägheitsmoment.

3. Voraussetzung: Die Gestalt des Fliegers sei klein gegen den Krümmungsradius der Flugbahn.

Unter diesen Voraussetzungen findet Lanchester folgende Formel für die Schwingungszeit des Fliegers

$t = 2 \cdot r \sqrt{\frac{H_n}{g}}$, die in unserer Bezeichnungsweise lautet:

$$t = \sqrt{2\pi} \frac{v_0}{g}$$

Offenbar nähern wir uns den Voraussetzungen Lanchesters um so mehr, je größere Geschwindigkeiten wir für unsere Flieger annehmen; denn dann tritt das Trägheitsmoment immer mehr zurück gegenüber den wachsenden Richtkräften und auch der Krümmungsradius seiner Flugbahn wird bei kleinen Schwingungen immer größer. Allerdings bekommen wir bei großen Geschwindigkeiten immer zwei Paare komplexer λ und damit zwei Schwingungszeiten; welches ist die Schwingungszeit die den Annahmen Lanchesters entspricht? Offenbar diejenige, für die jede Störung Θ nahe gleich der Störung \mathcal{A} ist. Denn wird z. B. der Gleitwinkel ϑ_0 um Θ vergrößert, so wird sich der Gleitflieger, falls er kein Trägheitsmoment besitzt, sofort so drehen, daß die Kräfte wieder im Gleichgewicht sind, d. h. es wird auch der von uns mit δ_0 bezeichnete Winkel, der die Stellung des Gleitfliegers festlegt, gerade um Θ vergrößert, so daß also $\mathcal{A} = \Theta$ ist. Greifen wir aber ein beliebiges λ heraus, z. B. λ_1 und nehmen die Amplitude einer Störung, z. B. \mathcal{A} beliebig an, so können wir aus je zweien der Gleichungen auf Seite 43 die Amplituden der anderen Störungen berechnen. Auf diese Weise findet man, daß sich folgende Schwingungszeiten bei Lanchester und uns entsprechen:

Lanchester:

$$t_{10} = 4,52 \text{ sec.}, \quad t_{20} = 9,04 \text{ sec.}, \quad t_{100} = 45,3 \text{ sec.}$$

Unsere Resultate:

$$t_{10} = 6,9 \text{ sec.}, \quad t_{20} = 11,0 \text{ sec.}, \quad t_{100} = 46,9 \text{ sec.},$$

wobei der Index des t die Geschwindigkeit v_0 angibt. Die Übereinstimmung ist offenbar recht gut und wächst mit steigender Geschwindigkeit, wie es zu erwarten war. Die Differenz, die bei $v_0 = 10 \text{ m}$ noch 52% von Lanchesters Wert betrug, ist bei $v_0 = 20 \text{ m}$ bereits auf 21% und bei $v_0 = 100 \text{ m}$ bis auf 3,5% gesunken. Dabei ist zu beachten, daß die Schwingungszeiten, die man nach unseren Formeln erhält, immer größer sind als die nach Lanchesters Formel. Das entspricht aber wieder sehr gut den Tatsachen: Lanchester hat ja das Trägheitsmoment vernachlässigt, wir berücksichtigen es; die Existenz eines Trägheitsmomentes muß aber die Schwingungszeiten verlängern.

Schlußbemerkung. Mit vorliegender Arbeit kann natürlich das Thema noch keineswegs als erschöpft gelten. Vor allem müßten einmal zahlreiche Beispiele gerechnet werden, in denen — ähnlich wie wir es mit dem Trägheitsmoment und dem Gewicht getan — jede einzelne der auftretenden Größen systematisch geändert würde und der Einfluß dieser Veränderung beobachtet würde. So wäre noch hauptsächlich der Einfluß einer Veränderung der Lage des Schwerpunktes zu untersuchen und das alles nicht nur für longitudinale sondern auch transversale Schwingungen. Diese Rechnungen sind allerdings außerordentlich langwierig und zeitraubend, bieten aber keinerlei theoretische Schwierigkeiten mehr, da ja das ganze dazu nötige Material in dieser Arbeit gegeben wurde.

¹⁾ Lanchester »Aerodnetics«, London 1908, § 29.

Bewertung des deutschen Wright-patentes.

Von Patentanwalt **Apitz**, Berlin. (Fortsetzung.)¹⁾

Da nun im Falle einer Streitfrage über das Patent nicht nur die Äußerungen des Patentamts und der Gebrüder Wright, wie sie in den Erteilungsakten enthalten sind, in Betracht kommen, vielmehr die Auslegung eines Patents Tatfrage ist und sich in erster Linie auf den Stand der Technik zur Zeit der Anmeldung stützt, so ist es erforderlich, auch die vom Patentamt angezogenen Veröffentlichungen auf ihren Wert für die vorliegende Untersuchung hin zu prüfen. Da diese Untersuchung aber nur zur Aufgabe hat, festzustellen, ob die schraubenförmige Verwindung der Tragflächen an sich durch das Wrightsche Patent geschützt sein kann, so sind hier in erster Linie diejenigen Veröffentlichungen zu berücksichtigen, die sich auf die Verwindung der Tragflächen beziehen. Diese sind

1. Illustrierte Aeronautische Mitteilungen, März 1904, Seite 100,
2. amerikanische Patentschrift 582757,
3. Moedebeck, Taschenbuch für Flugtechniker, 2. Auflage, Seite 331,

und zu diesen Veröffentlichungen gesellt sich noch

4. die Schrift »Some Aeronautical Experiments« von Wilbur Wright 1901,

die freilich vom Patentamt nur der Lage und Gestalt des Kopfsteuers entgegeng gehalten war, und endlich

5. die Schrift »Experiments and Observations in Soaring Flight« von Wilbur Wright vom 4. August 1903, die seit längerem in deutschen Flugtechnikerkreisen bekannt war. Beide Wrightsche Schriften sind Sonderabdrucke aus der Zeitschrift »Journal of the Western Society of Engineers«, vom Dezember 1901 bzw. August 1903.

Bevor nun auf diese Veröffentlichungen näher eingegangen wird, dürfte es sich empfehlen, die Einrichtung der Wrightschen Erfindung kurz zu erläutern, und zwar an Hand der Fig. 1, die der Patentschrift 173378 entnommen ist und eine perspektivische Ansicht des Wrightschen Gleitfliegers darstellt.

Die Flugmaschine besteht im wesentlichen aus einer oberen und einer unteren Tragfläche 1, die aus mit Stoff

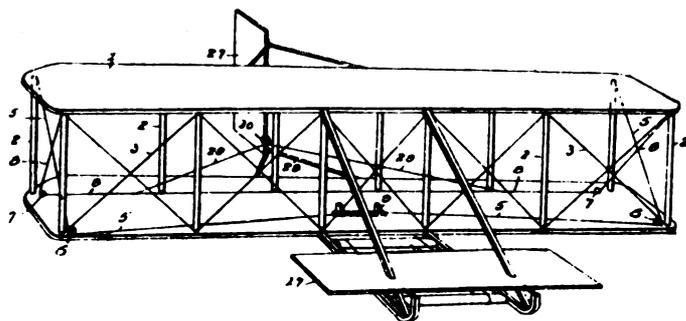


Fig. 1.

Wrights Flugzeug nach Fig. 1 der deutschen Patentschrift 173378.

bespannten Rahmen gebildet und durch senkrechte, gelenkig an die Tragflächenrahmen angesetzte Ständer 2 miteinander verbunden sind. Zwischen den Ständern sind kreuzweis Drähte 3 eingespannt, durch welche die Vorrichtung versteift wird. Auf der unteren Tragfläche

¹⁾ Erweiterter Abdruck des Vortrages im Verein Deutscher Flugtechniker in Berlin.

befindet sich vorn ein Schlitten 9, von dem nach rechts und links Seile 5 ausgehen, die über Rollen 6, welche an den vorderen Ecken der unteren Tragflächen angeordnet sind, diagonal zu den hinteren Ecken der oberen Tragfläche geleitet und dort befestigt sind. An den vorderen Ecken der oberen Tragfläche sind die Enden eines Seiles 8 befestigt, das über die an den hinteren Ecken der unteren Tragfläche befestigten Rollen 7 geleitet ist und längs der Hinterseite der unteren Tragfläche entlang läuft. An der Vorderseite der Vorrichtung befindet sich das wagerechte Kopfsteuer 17, und an der Hinterseite das senkrechte Schwanzsteuer 27, das durch Steuerleinen 29 an zwei symmetrischen Punkten mit dem Seil 8 gekuppelt ist. Die Steuerleinen sind um eine mit dem Schwanzruder verbundene Rolle 30 geschlungen.

Die Bedienung dieser Einrichtung erfolgt bekanntlich in der Weise, daß der auf der unteren Tragfläche ausgestreckt liegende Flieger mit seinem Körper etwa in der Hüftengegend vom Schlitten 9 aufgenommen wird und mit den Händen das Kopfruder 17 bedient. Wird der Schlitten 9 vom Flieger auf der Zeichnung nach links verschoben, so wird durch den auf das rechte Seil 5 ausgeübten Zug vermöge der Rolle 6 die rechte Vorderecke der unteren Tragfläche gehoben und durch das diagonale Ende des Seiles 5 die rechte Hinterecke der oberen Tragfläche gesenkt. Die an diesen Ecken befindlichen Ständer 2 bewirken dann eine gleichsinnige Verstellung der rechten Vorderecke der oberen und der rechten Hinterecke der unteren Tragfläche. Durch Aufwärtsbiegen der rechten Vorderecke der oberen Tragfläche wird ein Zug auf das daran angeschlossene Seil 8 ausgeübt, der durch dieses Seil über die Rollen 7 auf die linke Vorderecke der oberen und durch den dort befindlichen Ständer auf die linke Vorderecke der unteren Tragfläche übertragen wird. Auf diese Weise wird eine schraubenflügelartige Verwindung der Tragflächen erzeugt. Dabei wird diejenige Seite der Tragflächen, auf der das eigentliche Zugseil 5 schlaff ist, durch das andere, vom ersteren angetriebene Zugseil 8 in entgegengesetztem Sinne verzogen, und wenn die Tragflächen sich in dem erforderlichen Flugwinkel befinden, so werden durch die geschilderte Verwindung die linken Tragflächenseiten unter einem kleineren Winkel zur Wagerechten eingestellt als die rechten. Durch die Bewegung des Seiles 8 wird das mit diesem Seil gekuppelte Schwanzsteuer 27 nach links bewegt, so daß es also, wie im Patentanspruch angegeben, dem Winde mit derjenigen Seite dargeboten wird, welche den unter dem kleineren Winkel eingestellten Tragflächenseiten zugekehrt ist. Bei der Bewegung des Schlittens nach rechts finden die beschriebenen Verstellungen in entgegengesetzter Weise statt.

Zum Vergleich dieser Einrichtung und ihrer Wirkungsweise mit den weiter oben genannten fünf druckschriftlichen Veröffentlichungen ist es erforderlich, auch diese auszugsweise, d. h. soweit sie für die vorliegende Untersuchung in Frage kommen, wiederzugeben.

Die unter 1 angegebene Veröffentlichung, nämlich »Illustrierte aeronautische Mitteilungen«, März 1904, S. 100 besagt:

»Die Wrightsche nicht automatische Kontrolliermethode, von der die Erfinder glauben, daß sie ganz neu sei, und die sicherlich auch, weil dabei kein Gewicht zu verschieben ist, bei großen Maschinen sich als ebenso effektiv bewährt wie bei kleineren, begreift außer den besonders angeordneten Steuern noch eine Vorrichtung in sich, die es gestattet, den entgegengesetzten Seiten (rechts und links) der Aero-kurven je verschiedene Flugwinkel zu erteilen.«

Aus dieser Veröffentlichung ist nun nicht ersichtlich, wie die fragliche Vorrichtung eingerichtet ist; für den Fachmann aber, dem die Wrightsche Flugvorrichtung bekannt war (sie ist übrigens auch auf der vorhergehenden Seite 99 der genannten Veröffentlichung abgebildet), ist ohne Schwierigkeit abzuleiten, daß eine derartige Einstellung der Tragflächen an entgegengesetzten Seiten nur durch Verwindung der Tragflächen selbst geschehen kann, da diese ja aus einem Stück bestehen. Diese Ableitung ist durch den in Klammern gesetzten Hinweis »rechts und links« noch verständlicher. Wenn also hier auch nicht unmittelbar von einer Verwindung gesprochen ist, so muß doch angenommen werden, daß ein unterrichteter Fachmann sie aus der betreffenden Angabe abzuleiten vermag. Jedenfalls hat diese Veröffentlichung aber dazu geführt, die Einstellbarkeit der Tragflächen an entgegengesetzten Seiten unter verschiedenen Winkeln zum Winde in dem das Bekannte des Erfindungsgegenstandes voraussetzenden Gattungsbegriff des Patentanspruches aufzunehmen.

Als zweite Veröffentlichung kam die amerikanische Patentschrift 582 757 vom Jahre 1897 in Frage, und durch sie soll es bereits bekannt geworden sein, die Steuerung von Gleitfliegern durch Verdrehung der Tragfläche mittels Schnüre zu bewirken. Die Patentschrift beschreibt eine Flugvorrichtung von Mouillard, durch welche ein Fliegen nach Art des Schwebefluges der Vögel erhalten werden soll. Diese Vorrichtung, die in Fig. 2 in der Draufsicht

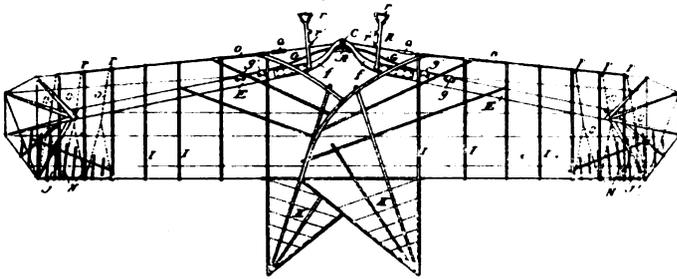


Fig. 2.

Mouillards Flugzeug nach Fig. 1 der amerikanischen Patentschrift 582 757.

abgebildet ist, besteht aus zwei in ihrer Ebene gegeneinander beweglichen Flügeln, die eine gemeinsame Tragfläche bilden und auf geeignete Weise am Körper des Fliegers befestigt werden können, so daß dieser wie der Vogelkörper zwischen den Flügeln hängt.

Auf Seite 2 der Patentschrift 582 757 ist in den Zeilen 93 bis 106 von den Tragflächen gesagt:

»A portion J^1 of the fabric at the rear of each wing is free from the frame at its outer edge and at the sides. It is stiffened with suitable blades or slats N , of flexible material, and normally rests up against the netting. Bords O are attached to the rear edge of the portion J^1 and pass forward to rings P , where they unite and run to the handles Q near the inner ends of the wings. A pull upon one of these handles causes the portion J^1 to curve downward, as shown in Fig. 10, and thus catch the air, increasing the resistance upon that side of the apparatus and causing it to turn in that direction.«

Übersetzung:

»Auf der Hinterseite jedes Flügels ist ein Teil J^1 des Bespannungsstoffes von dem Rahmen an dessen äußerem Ende und an den Seiten frei. Es ist durch geeignete Leisten N aus biegsamem Stoff versteift und legt sich normal gegen das Netzwerk. Am hinteren Rande des Teils J^1 sind Schnüre O befestigt, die nach

vorn zu Ringen P geführt sind, wo sie sich vereinigen und von da nach Handgriffen Q nahe den inneren Enden der Flügel laufen. Ein Ziehen an einem der Handgriffe bewirkt ein Abbiegen des Teils J^1 nach unten, wie Fig. 10 (der Patentzeichnung) zeigt, und so ein Fangen der Luft, wodurch der Widerstand des Apparates auf dieser Seite erhöht und seine Drehung nach dieser Richtung hin veranlaßt wird.«

Hierin und durch die Zeichnung ist klar ausgedrückt, daß durch Abbiegen eines Teiles am Ende der Tragfläche ein Steuern des Apparates erzielt werden soll, und zwar in horizontaler Richtung, also um die senkrechte Achse. Die Steuerung in senkrechter Richtung, also um die wagerechte Querachse wird durch Vorwärts- oder Rückwärtsdrehen der Flügel in ihrer Ebene bewirkt, wodurch der Schwerpunkt des Apparates verlegt wird. Mouillard hat aber nicht nur die Höhen- und Seitensteuerung seines Apparates im Auge gehabt, sondern er hat auch beabsichtigt, die Gleichgewichtslage zu erhalten, und dies ergibt seine Patentschrift auf Seite 1, Zeilen 40 bis 50, wo es heißt:

»In order to utilize these forces derived from the wind, three essential requisites may be observed: first, equilibrium must be maintained under all conditions of angle of incidence and speed of translation; second, the angle of incidence with the wind must be changed in order that the apparatus may rise or descend; third, the apparatus must be susceptible of direction horizontally, so that it may go to the right or left, or, in other words, be steered.«

Übersetzung:

»Um diese Windwirkungen nutzbar zu machen, müssen drei wesentliche Erfordernisse beachtet werden: Erstens, das Gleichgewicht muß unter allen Bedingungen des Flugwinkels und der Geschwindigkeit erhalten werden; zweitens, der Flugwinkel muß veränderbar sein, damit der Apparat steigen oder sinken kann; drittens, der Apparat muß in wagerechter Richtung einstellbar sein, so daß er nach rechts oder links gehen, mit anderen Worten, gesteuert werden kann.«

Hierin ist freilich nicht gesagt, daß unter Gleichgewicht die horizontale Lage des Apparates in der Breite zu verstehen sei, wie sie die Gebrüder Wright angeben; immerhin ist die Erwähnung der Erhaltung des Gleichgewichts bemerkenswert, zumal auch der Mouillardsche Apparat um die drei Achsen des Raumes drehbar ist.

Durch die geschilderte Abbiegung eines elastischen Teiles des Tragflächenendes erfährt die Tragfläche eine Verdrehung in Form eines Schraubenflügels, die sich von der Verdrehung nach dem Wrightschen Patent nur dadurch unterscheidet, daß ihr die gleichzeitige Hochbiegung der vorderen Flügelecke fehlt. Die Wirkung dürfte aber in beiden Fällen die gleiche sein; denn wenn bei Mouillard der andere Flügel unverändert bleibt, so zeigen beide Flügel an den entgegengesetzten Enden einen zum Winde verschiedenen Winkel; und diese verschiedene Winkelstellung wird durch Ziehen an Schnüren erreicht, also durch eine Handhabung des Antriebes ähnlich wie bei der Wrightschen Einrichtung.

Zu bemerken ist noch, daß der Mouillardsche Apparat keineswegs ein Schwingflieger, sondern ein »Aeroplan«, ein Gleitflieger ist, wie die Patentschrift 582 757 verschiedentlich hervorhebt.

Die dritte Veröffentlichung in Moedebeck, Taschenbuch für den praktischen Gebrauch von Flugtechnikern und Luftschiffern, 2. Auflage, findet sich in dem von dem französisch-amerikanischen Schriftsteller und Ingenieur

Oktave Chanute bearbeiteten Kapitel XI, das den Kunstflug behandelt. Bemerkte sei noch, daß Chanute als der Lehrmeister der Gebrüder Wright in der Kunst des Fliegens bekannt ist. Die hier in Betracht kommende, nur kurze Stelle auf Seite 331, unten, lautet:

»Ihre (der Gebrüder Wright) Theorie ging dahin, daß man den Apparat fortdauernd mittels der Wirkung dieses Ruders im Gleichgewicht halten müsse, indem man durch Verziehen des einen oder des anderen Flügels nach rechts oder links steuere. Zu diesem Zwecke hält man leichte Steuerleinen in den Händen.«

Mit Rücksicht auf die der Abhandlung beigelegten Abbildungen, die nur Doppeldecker zeigen, und ferner mit Rücksicht darauf, daß die Gebrüder Wright bis dahin stets nur Doppeldecker zu ihren Versuchen benutzt hatten, kann keine Unklarheit darüber herrschen, was unter dem hier benutzten Ausdruck »Flügel« zu verstehen ist, nämlich die beiden übereinander angeordneten Tragflächen. Infolgedessen kann mit einem Verziehen des einen oder anderen Flügels, um dadurch nach rechts oder links zu steuern, nur eine Verwindung der Tragflächen gemeint sein. Im übrigen weist Chanute auf Seite 333 auf die in der Zeitschrift der Western Society of Engineers vom Dezember 1901 veröffentlichte Denkschrift des Wilbur Wright hin, worin eine vollständige und klare Erörterung über die Versuche mit dem Apparat zu finden sei. Diese Wrightsche Veröffentlichung ist später in einem Sonderabdruck unter dem Titel: »Some Aeronautical Experiments« erschienen, die die vierte hier in Frage kommende Veröffentlichung ist.

Für die vorliegende Untersuchung kommen aus diesem Sonderabdruck folgende Stellen in Betracht:

a) Seite 7, Zeile 30:

»The lateral equilibrium and the steering to right or left was to be attained by a peculiar torsion of the main surfaces, which was equivalent to presenting one end of the wings at a greater angle than the other.«

In Übersetzung:

»Das seitliche Gleichgewicht und die Steuerung nach rechts oder links sollte durch eine besondere Verwindung der Haupttragflächen erreicht werden, was gleichbedeutend war mit der Einstellung des einen Endes der Flügelflächen unter einem größeren Winkel als des anderen.«

b) Seite 8, Zeile unter der Abbildung (»The 1900 Machine«):

»Our system of twisting the surfaces to regulate the lateral balance was tried and found to be much more effective than shifting the operators body.«

In Übersetzung:

»Unser System der Flächenverwindung zur Regelung des seitlichen Gleichgewichtes wurde versucht und stellte sich als weit wirkungsvoller heraus als die Verlegung des Führerkörpers.«

Auf Seite 10 gibt Wilbur Wright in einer Reihe von Punkten eine Zusammenfassung seiner Vorschläge und die Ergebnisse ihrer Prüfung durch die praktischen Versuche. Er erklärt: »Alles bestärkte uns in der Überzeugung von der Richtigkeit unserer ursprünglichen Annahmen«, und bemerkte mit Bezug auf Punkt 5):

c) »That twisting the wings so as to present their ends to the wind at different angles is a more prompt and efficient way of maintaining lateral equilibrium than shifting the body of the operator.«

In Übersetzung:

»Daß eine Verwindung der Flügel in der Weise, daß sie ihre Enden dem Wind unter verschiedenen Winkeln darbieten, ein prompteres und wirkungsvolleres Mittel zur Erhaltung des seitlichen Gleichgewichtes ist als eine Verlegung des Körpers des Führers.«

Endlich hebt Wright in seiner Abhandlung auf Seite 22 unter den die Versuchsergebnisse zusammenfassenden Punkten in 4) folgendes hervor:

d) »That with similar conditions large surfaces may be controlled with not much greater difficulty than small ones, if the control is effected by manipulation of the surfaces themselves, rather than by a movement of the body of the operator.«

In Übersetzung:

»Daß unter ähnlichen Bedingungen große Tragflächen ohne wesentlich größere Schwierigkeiten gesteuert werden können als kleine, wenn die Steuerung durch Handhabung der Flächen selbst anstatt durch Bewegung des Führerkörpers geschieht.«

Die fünfte Veröffentlichung, die ebenfalls von Wilbur Wright herrührende Schrift »Experiments and Observations in Soaring Flight« vom 4. August 1903 enthält auf Seite 8, Zeile 6, folgende Angabe:

e) »Since balancing was effected by adjustments of the surfaces, instead of by movements of weight, the controlling power increased in the same ratio as the disturbing forces, when the machine was suddenly struck by a wind gust.«

In Übersetzung:

»Seit die Erhaltung des Gleichgewichtes durch Einstellung der Flächen an Stelle einer Gewichtsverschiebung bewirkt wurde, wuchs das Steuervermögen im gleichen Verhältnis wie die störenden Kräfte, wenn die Maschine plötzlich von einem Windstoß getroffen wurde.«

Aus diesen Wrightschen Veröffentlichungen geht zweifelsohne deutlich hervor, daß die Erhaltung des seitlichen, horizontalen Gleichgewichtes der Maschine und die Seitensteuerung durch Verwindung der Tragflächen selbst bewirkt wurde. Insbesondere lassen dies die unter a) und c) angeführten Stellen unzweideutig erkennen, während die unter b), d) und e) angegebenen Stellen die Wirkung hervorheben.

(Schluß folgt.)

Neue Flugapparate.

(Mit Tafel V und VI.)

I. Neue deutsche Drachenflieger.

In den letzten Wochen sind eine große Anzahl neuer Drachenflieger herausgekommen, darunter mehrere sehr gute Konstruktionen, mit denen es sogleich gelungen ist, gute Flugleistungen zu erreichen. Erfreulicherweise sind unter diesen neuen Drachenfliegern auch mehrere deutsche Konstruktionen.

An erster Stelle ist der neue Eindecker von Igo Etrich in Wien zu nennen, von dessen Flugleistungen wir bereits in Heft 8, S. 99 berichteten. In den letzten Tagen, zuletzt am 30. April, hat der Meister Illner der Etrich-Fliegerwerke mehrere wohlgelungene Flüge von halbstündiger Dauer ausgeführt, zum Teil bei einer Windstärke von 6 m. Bei einem der letzten Flüge löste sich der Propeller, als der Flugapparat ca. 40 m hoch war. Der Führer Illner lenkte den Eindecker im Gleitfluge zur Erde und landete glatt. Bei allen Flügen hat der Eindecker von Etrich eine vorzügliche Stabilität gezeigt, bemerkenswert ist auch, daß diese Flugmaschine nur einen sehr kurzen Anlauf braucht, denn gewöhnlich kann der Führer schon nach einer Anlaufstrecke von 50—60 m aufsteigen.

Da der Eindecker von Etrich sich wesentlich von den anderen bisher erprobten Eindeckern anderer Konstrukteure unterscheidet, soll derselbe nachstehend näher beschrieben werden.

Der Drachenflieger von Etrich ist aus einem Gleitflieger hervorgegangen, welchen Igo Etrich gemeinsam mit Wels gebaut hatte. Nächst den Gleitflügen von Otto Lilienthal hat Wels mit dem Gleitflieger »Etrich-Wels« die längsten Gleitflüge in Europa ausgeführt und mehrfach Flugstrecken von 300 m erreicht. Der Gleitflieger »Etrich-Wels« war in der Form seiner Tragflächen den Flugsamen der »Zanonia«, einem indischen Baume, nachgebildet, auf dessen vorzügliches Gleitvermögen zuerst Professor Ahlborn, in Hamburg, aufmerksam gemacht hatte.

Nachdem die Gleitflüge mit dem Zanonia-Gleitflieger so gute Resultate ergaben, bauten die Konstrukteure die Flugmaschine durch Einbau eines Motors mit Propeller in einen Drachenflieger um. Zunächst erwies sich die Maschine als Drachenflieger in der Flugrichtung als unstabil, da eine Schwanzfläche fehlte. Nach Einbau einer Schwanzfläche, die gleichzeitig als Höhensteuer dient, sind dann zu Anfang dieses Jahres die ersten Drachenflüge mit dem Etrich-Eindecker nach der Zanonia-Form gelungen und zeigt Fig. 7 auf Tafel VI diesen Eindecker im Fluge.

Der zuerst benutzte Antoinette-Motor älterer Konstruktion funktionierte nicht ganz zuverlässig. Auch zeigten die ersten Flüge, daß der Eindecker eine sehr aufmerksame Bedienung des Höhensteuers verlangte, also in der Flugrichtung nicht sehr stabil war. Etrich konstruierte daher auf Grund der Erfahrungen mit dem ersten Drachenflieger einen neuen Drachenflieger, der eine größere Spannweite, und zwar gleich 14 m erhielt, und ebenso eine größere Länge gleich 10 m. Dagegen wurde die Ausdehnung in der Flugrichtung (Tiefe) verringert, so daß der neue Drachenflieger etwa dieselbe Flächengröße wie der alte hat, gleich 32 qm. Die Schwanzflächen mit Höhensteuer haben 10 qm Oberfläche. Als Motor benutzte Etrich anfangs einen französischen Clerget-Motor mit vier wassergekühlten Zylindern, der bei einem Gewicht von 80 kg bis 50 PS leistete. Der Propeller war ein Chauvière-Holzpropeller von 2,2 m Durchmesser, der, direkt auf die Motorwelle montiert, 1200 Touren machte. Am Stand erreichte Etrich damit einen Zug von 150 kg. Bei den Flügen erwies sich, daß der Motor viel zu stark war und ein weit geringerer Zug genügte, daher ersetzte Etrich den französischen Motor durch einen normalen Automobilmotor der Osterreichischen Daimlerwerke in Wiener-Neustadt des Typs 18/22 PS. Das Gewicht dieses Motors beträgt 100 kg und das Gewicht des ganzen Flugapparates ohne Führer 350 kg. Der Daimler-Motor, welcher ebenfalls 1200 Touren macht, wurde mit einer Holzschraube, System Hofmann versehen, welche einen Durchmesser von 1,8 m hat. Die Steigung ist die gleiche wie die der Chauvière-Schraube = 1,2 m. Mit diesem Motor von 22 PS und der Schraube von Hofmann war der Zug am Stand etwa 70 kg. Die letzten vorzüglichen Flugleistungen wurden mit diesem Motor ausgeführt und derselbe erwies sich als absolut betriebssicher. Das Mehrgewicht von 20 kg spielte gar keine Rolle.

Bezüglich der Steuereinrichtung am Etrich-Eindecker sei bemerkt, daß die Querstabilität durch Verwinden erreicht wird. Das Seitensteuer ist einfach wie das Höhensteuer und über denselben angeordnet. Zum Anlauf sind vorn zwei Räder, hinten ein Rad am bootsförmigen Mittelkörper angebracht. Bemerkenswert ist noch, daß die Auspuffgase des Motors durch Rohre unter die Tragflächen geleitet werden; dadurch wird der Führer von denselben nicht belästigt und hört auch das Auspuffgeräusch nicht so stark (Fig. 7 bis 10).

Die bekannte Karosserie- und Elektromobilfabrik von Jakob Lohner & Co. in Wien hat vor einiger Zeit den Bau von Drachenfliegern aufgenommen, und vor kurzem einen Drachenflieger an den österreichischen Sportsmann Simon geliefert, der, wie Etrich, auf dem Flugplatz »Steinfeld« bei Wiener-Neustadt fliegt (Fig. 2 und 3, Tafel VI).

Die »Aviatik G. m. b. H.« in Mülhausen i. E. ist jetzt mit dem ersten in der eigenen Werkstatt gebauten Drachenflieger herausgekommen, während die Gesellschaft anfangs die Zweidecker ohne Motor von Henri Farman bezog und

ihren eigenen Motor, der in den Werkstätten ihrer Muttergesellschaft, der Argus-Motorengeellschaft in Berlin, gebaut wird, einmontierte (Fig. 17, Taf. VI und Fig. 3 u. 4, Taf. V).

Der Drachenflieger der »Aviatik G. m. b. H.« ist demgemäß in seiner Konstruktion mit dem Farman-Zweidecker fast ganz identisch. Der Farman-Zweidecker hat bekanntlich bei allen Wettflügen in letzter Zeit vorzüglich abgeschnitten und hält mehrere Flugrekorde, namentlich mit Passagieren. Bei allen Flügen hat sich der Farman-Zweidecker als ein sehr stabiler Flugapparat erwiesen und sind gefährliche Stürze mit demselben bisher nicht bekannt geworden. Dieser Zweidecker hat eine vorzügliche automatische Querstabilität, die dadurch erreicht wird, daß die obere Tragfläche eine wesentlich größere Spannweite hat als die untere. Die obere Tragfläche hat eine Breite von 10,5 m, die untere von 7 m. Die Tiefe der Tragflächen beträgt 2,1 m, die ganze Länge des Drachenfliegers 10 m. Bei diesen durchaus normalen Abmessungen sind Farman bereits Flüge mit drei Passagieren gelungen.

Bemerkenswert ist beim Farman-Zweidecker auch das Anlaufgestell, welches aus einer Verbindung von Rädern und Schlittenkufen besteht. Die Hauptanlaufäder sind doppelt vorhanden, indem über jeder Schlittenkufe auf gemeinsamer Achse zwei Räder angebracht sind, im ganzen also vier Räder in einer Querachse liegen. Je zwei zusammengehörige Räder sind mittels einer schwingbaren Gabel gelenkig mit ihrer Schlittenkufe verbunden und zwar erfolgt die Verbindung durch starke Gummischnüre. Beim Landen wird stets, auch dann, wenn der Flugapparat seitlich geneigt zur Erde kommt, der Stoß durch zwei Räder aufgenommen. Die Räder geben dann infolge der Gummischnüre nach und die Schlittenkufen schleifen auf der Erde.

Henri Farman benutzt bei seinen Drachenfliegern den Gnome-Motor mit rotierenden Zylindern und wurde vielfach die gute Längsstabilität dieses Drachenfliegers auf die gyroskopische Wirkung des rotierenden Motors zurückgeführt. Der in den Werkstätten der »Aviatik G. m. b. H.« gebaute Zweidecker nach dem Farman-Typ hat sich jedoch ohne Motor mit rotierendem Zylinder, mit dem Argus-Motor normaler Bauart mit vier Zylindern als ebenso stabil erwiesen. Die Seitensteuerung funktioniert beim Zweidecker der »Aviatik G. m. b. H.« noch besser als beim Farman-Zweidecker und hat in den letzten Tagen Jeannin, der Pilot der »Aviatik G. m. b. H.«, auf dem Flugfelde Johannisthal durch seine kurzen S-Kurven und kleinen Kreise die Bewunderung aller Zuschauer hervorgerufen.

Auch die »Albatroswerke G. m. b. H.« in Berlin-Johannisthal bauen einen Zweidecker System Farman und dürften in den nächsten Tagen mit demselben herauskommen. Auch mehrere Eindecker des Antoinette-Typs sind in den Werkstätten der Albatroswerke im Bau.

Die »Flugmaschine Wright G. m. b. H.« hat für ihren ersten Piloten, Kapitän Engelhardt, einen Wright-Zweidecker mit doppelter Schwanzfläche gebaut. Die Deutsche Wright-Gesellschaft verwendet jetzt ausschließlich den in den Werkstätten der neuen Automobilgesellschaft gebauten Wright-Motor, welcher 32/34 PS leistet. Alle Wright-Zweidecker werden jetzt mit Anlaufädern geliefert; im übrigen ist der Drachenflieger derselbe geblieben und darf seine Konstruktion wohl allgemein als bekannt vorausgesetzt werden (Fig. 1 u. 2, Taf. V).

Die bekannte Jachtwerft von Max Oertz in Neuhof bei Hamburg fabriziert auch Wright-Zweidecker für die »Flugmaschine Wright G. m. b. H.«. Außerdem baut die Jachtwerft von Oertz Zweidecker eigener Konstruktion. Schon mit dem ersten ausgeführten Zweidecker sind Ende Februar d. J. auf dem Flugfelde von Oertz bei Schneverdingen in der Lüneburger Heide mehrere kurze Flüge gelungen, wobei der Apparat eine vorzügliche Längs- und Querstabilität zeigte. Für diesen neuen deutschen Zweidecker hat ebenso wie für den Eindecker von Etrich der Zanonia-Samen als Vorbild für die Tragflächen gedient.

Die Tragflächen sind etwas nach oben gekrümmt und die obere Tragfläche steht gegenüber der unteren Tragfläche etwas vor. Höhen- und Seitensteuer liegen hinter den Tragflächen in ziemlich weitem Abstand. Die Länge des Zweideckers beträgt 11 m, die Spannweite ca. 12 m. Der Propeller liegt hinter den Tragflächen und wird von einem

ANSBERT VORREITER, Zeichnungen und wichtigste Angaben über die bewährten Drachenfliegersysteme. (Wird fortgesetzt.)

Fig.	Konstrukteur resp. Fabrikant	Tragflächen				Ganze Länge	Längs-Stabilität und Höhensteuer	Quer-Stabilität	Seitensteuer	Mittel zur Lenkung	Motoren	Propeller				Gewicht						
		Spannweite m	Tiefe m	Abstand der 2 Flächen m	Tragfläche qm							Fabrikant	Kühlung Zylinderzahl	Touren per Min.	Leistung PS	Anzahl	Flügel	Durchmesser	Steigerung	Touren per Min.	inkl. Führer kg	per qm Tragfläche kg/qm
1-2	Gebr. Wright, Dayton. Fabrikanten in Deutschland: »Flugmaschine Wright« G. m. b. H., Berlin	12,5	2,0	2,0	48,0	10	einfache oder doppelte Schwanzfläche	Verwindung der Tragflächen in Verbindung mit Seitensteuer	doppeltes Seitensteuer (Kastensteuer) hinten, kleine Führungsflächen zwisch. Höhensteuer	1 Handhebel für das Höhensteuer, 1 Handhebel für das Seitensteuer und die Verwindung	»Wright«, Fabrikanten in Deutschland, A.E.G. Berlin	Wasserkühlung 4 Zylinder	1300	32	2	2	2,6	2,9-3,1	400-450	550	10-12	18
5-7	Roger Sommer, Mouzon, Frankreich. In Deutschland: »Albatros« G. m. b. H., Berlin	10,0	2,0	2,0	40	12,5	einfache Schwanzfläche (Krümmung einstellbar)	einstellbare Flügelklappen an der oberen Tragfläche	einfaches Seitensteuer hinten (vor der Schwanzfläche)	1 Handhebel für das Höhensteuer und die Flügelklappen, 1 Fußhebel für Seitensteuer	»Gnome«, Société Gnome in Paris oder »Argus«, Argus-Motoren-Fabrik in Berlin	Luftkühlung (Zylinder rotierend) 7 Zylinder	1200	50	1	2	2,6	1,15	1200	500	10-12	10
3-4	Henry Farman, Paris u. Chalons. In Deutschland: »Aviatik« G. m. b. H., Mülhausen i. E.	10,0	2,1	2,0	36 obere 21 untere 15	10,0	doppelte Schwanzfläche, obere einstellbar, in Verbindung mit einfachem Höhensteuer vorn	do.	doppeltes Seitensteuer hinten	do.	do.	Wasserkühlung 4 Zylinder	1200	50	1	2	2,6	1,15	1200	600	13-16	12

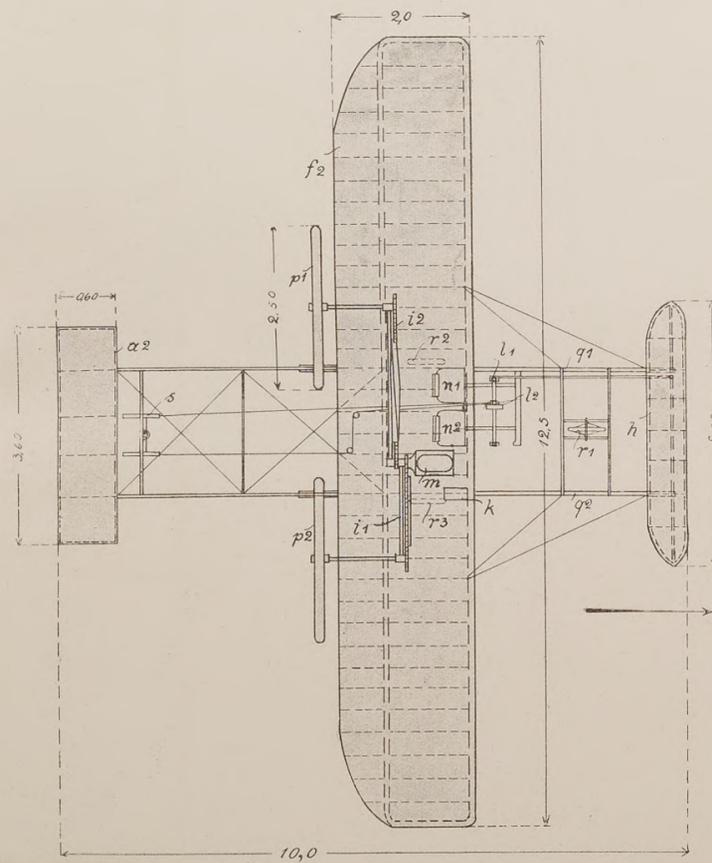


Fig. 1 und 2.

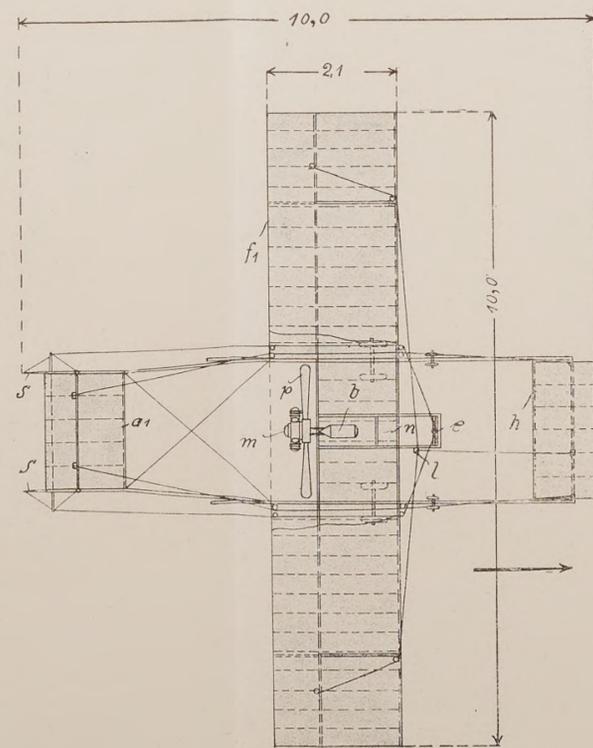


Fig. 3 und 4.

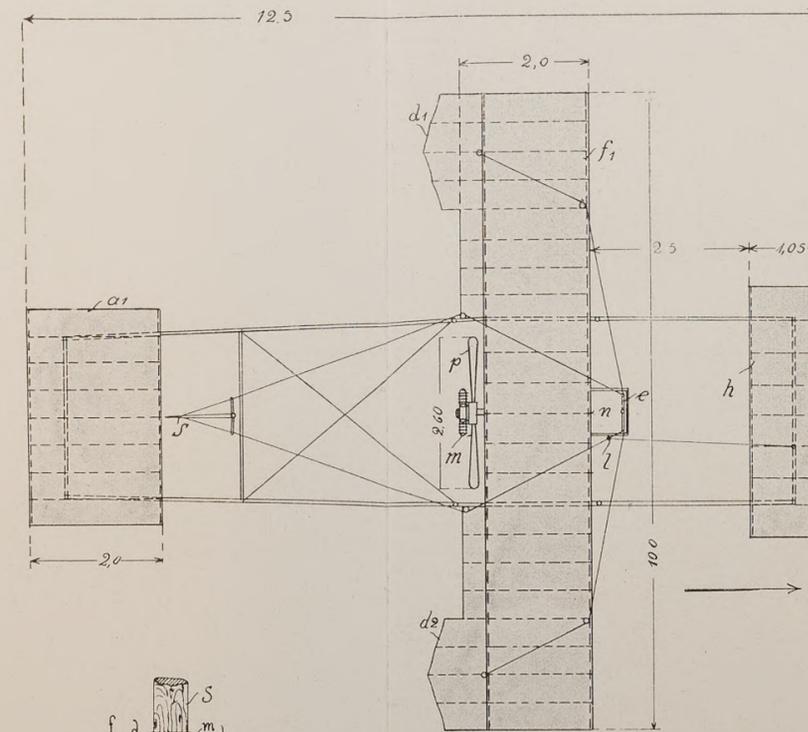


Fig. 5 und 6.

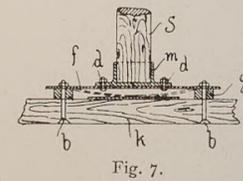


Fig. 7.

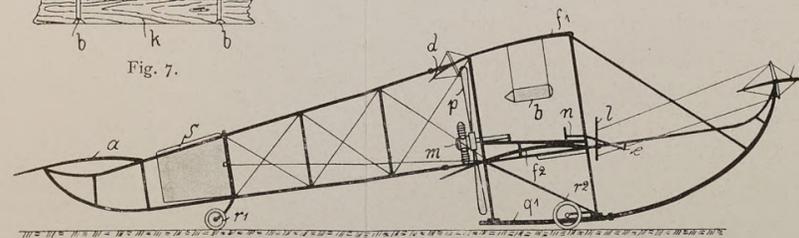


Fig. 1 und 2. Neuer Zweidecker, System Wright der »Flugmaschine Wright« G. m. b. H., Berlin, mit doppelter Schwanzfläche hinter dem Seitensteuer und Anlaufrädern. g_1, g_2 Gerüst für Schwanz- und Steuerflächen; a_1, a_2 obere, a_2 untere Schwanzfläche für die Längsstabilität; h Höhensteuer, s Seitensteuer; f_1 obere, f_2 untere Tragfläche; m Motor; i_1, i_2 Kettenantrieb für die Propeller p_1, p_2 ; k Kühler; b Benzinbehälter; n_1, n_2 Sitze für Führer und Passagier; l_1, l_2 Lenkhebel; r_1 vorderes Anlaufrad, r_2, r_3 hintere Anlaufräder; q_1, q_2 Landungskufen.

Fig. 3 und 4. Zweidecker, System Henri Farman, gebaut von der »Aviatik« G. m. b. H., Mülhausen und den Albatroswerken G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. g Gerüst; f_1, f_2 Tragflächen; a_1, a_2 Schwanzflächen, obere Fläche a_1 ist drehbar und mit dem vorderen Höhensteuer in Verbindung; m Motor; b Benzinbehälter; p Propeller; n Sitz für den Führer und Passagier; l Lenkhebel für die Höhensteuer und Stabilisierungsflächen an der oberen Tragfläche f_1 ; e Fußhebel für das Seitensteuer; q_1, q_2 Landungskufen, q_3 Stütze (Landungssporn) zum Schutz der Schwanzflächen; r_1, r_2 Anlaufräder, r_3, r_4 vordere, kleine Anlaufräder.

Fig. 5 und 6. Zweidecker System Roger Sommer. f_1, f_2 Tragflächen; a Schwanzfläche (einstellbar); h Höhensteuer; s Seitensteuer; m Motor; b Benzinbehälter; p Propeller; n Sitz für den Führer und Passagier; l Lenkhebel für das Höhensteuer und die Stabilisierungsflächen d_1, d_2 ; e Fußhebel für das Seitensteuer; r_1, r_2 Anlaufräder.

Fig. 7. Elastischer Stoßfänger an den Landungskufen des Zweideckers von Roger-Sommer; k Landungskufe; b Bolzen zur Befestigung der Gummipuffer g und Feder f ; d Bolzen für die Muffe m der Stütze s .

Körting-Flugmotor direkt angetrieben, der bei 1200 Touren 36 PS leistet.

Die Siemens-Schuckert Werke in Berlin-Nonnendamm beschäftigen sich in ihrer Kriegstechnischen Abteilung seit längerer Zeit mit dem Bau von Luftfahrzeugen. Zuletzt konstruierte Ingenieur Bourcart, dessen Vater sich schon vor mehreren Jahren mit dem Bau von Flugapparaten befaßte, einen Zweidecker, der dem Zweidecker der Gebrüder Wright etwas ähnlich ist. Der Flugapparat ist jedoch erheblich größer, da er von vornherein mehrere Personen zu tragen bestimmt war. Bei einer Spannweite von 16,5 m ergeben die beiden Tragflächen zusammen 60 qm Oberfläche. Die beiden Propeller sind wie bei Wright hinter den Tragflächen angeordnet und werden von dem in die Mitte der unteren Tragfläche montierten Motor, einem 50 PS-Argus-Motor, mittels Ketten angetrieben. Um ein Kreuzen der einen Kette zu vermeiden, ist, um Gegenläufigkeit der Propeller zu erzielen, für die eine Kette ein Umkehr-Zahnradgetriebe eingeschaltet. Das doppelte Höhensteuer ist vorn, das einfache Seitensteuer hinten an einer doppelten Schwanzfläche angebracht. Der Anlauf erfolgt auf drei Rädern (Fig. 16, Taf. V).

Die ersten Flugversuche, die seit Anfang des Jahres stattfanden, gingen sehr glatt vonstatten, bis am 11. März bei einem Fluge mit drei Personen Besatzung der Drachenflieger infolge eines plötzlichen seitlichen Windstoßes kippte. Bei dem Sturz aus etwa 10 m Höhe stieß der Drachenflieger seitlich auf den Boden, wurde stark beschädigt und zwei der Insassen verletzt. Dieser Unfall ist wohl darauf zurückzuführen, daß dem Führer noch die Übung fehlte. Es war überhaupt an dem betreffenden Tage kein Flugversuch, sondern nur ein Rollversuch beabsichtigt, und hatte man ein Aufsteigen des Drachenflegers mit drei Personen und gedrosseltem Motor nicht erwartet. Da das Eigengewicht dieses großen Zweideckers über 550 kg beträgt, und die drei Personen zusammen ca. 220 kg wogen, war das Gesamtgewicht über 770 kg. Das Tragvermögen ist also ein ganz vorzügliches und darf man daher weitere Versuche mit diesem Drachenflieger mit großem Interesse erwarten.

Die Deutsche Flugmaschinenbau-Gesellschaft in Stralau-Rummelsburg bei Berlin, welche die Eindecker für Behrend und Hintner geliefert hat (letzteren nach eigener Konstruktion des Besitzers), verbesserte in letzter Zeit den Eindecker, indem das hinten angebrachte Höhensteuer etwas höher gelegt wurde, so daß es nicht so leicht auf den Erdboden aufstoßen kann. Weiter sind die Tragflächen etwas mehr V-förmig nach oben gerichtet worden, wodurch die Querstabilität eine noch bessere ist (Fig. 6, Taf. V).

Mit diesem verbesserten Eindecker hat Behrend vor einigen Tagen auf dem Flugfeld Johannisthal den zweiten Lanzpreis der Lüfte gewonnen, indem er um zwei im Abstand von 1000 m stehende Pylonen einen Flug in Form einer Acht ausführte.

2. Neue französische Drachenflieger.

Einer der besten Drachenflieger von den bisher in Frankreich konstruierten Flugapparaten ist zweifellos der Eindecker von Dubonnet, der in den Werkstätten von Tellier gebaut ist. Schon die ersten Flüge Dubonnets wirken überraschend durch die Sicherheit des Fluges und die Flugdauer und es steht bisher einzig da, daß mit einem neu konstruierten Flugapparat ein längerer Überlandflug ausgeführt werden konnte. Diese vorzüglichen Flugleistungen sind zum großen Teil wohl auf den betriebssicheren Motor zurückzuführen, der in den Werkstätten der rühmlichst bekannten Automobilfabrik Panhard & Levassor in Paris gebaut wird (siehe Heft 3/4, S. 37, Fig. 21 bis 22).

Der Eindecker Dubonnet-Tellier ist in seiner Konstruktion den bekannten Eindeckern Antoinette und Blériot sehr ähnlich. Wie bei diesen Eindeckern sind bei Dubonnet-Tellier die Steuerflächen hinten an einer Schwanzfläche angeordnet und zwar das Seitensteuer ziemlich hoch über dem Höhensteuer. Die Tragflächen sind ziemlich stark gekrümmt und an den äußeren Kanten abgerundet, wodurch das Aussehen des Flugapparates gewinnt (Fig. 4 u. 5, Taf. VI).

Robert Esnault Pelterie, der bekanntlich einer der ersten war, der sich in Frankreich mit der Konstruk-

tion von Drachenflegern befaßte, und zwar nach eigenen neuen Prinzipien, ist vor kurzem wieder mit einem neuen Eindecker herausgekommen. Bei seinem neuen Eindecker hat Esnault Pelterie das Seitensteuer über der Schwanzfläche, die als Höhensteuer dient, angebracht; eine Anordnung, die jetzt allgemein üblich ist. Auch am Motor hat Esnault Pelterie einige Verbesserungen vorgenommen, wie in der Anordnung der Ventile. Das Ein- und Auslaßventil an jedem Zylinder wird durch einen gemeinsamen Kipphebel von einem Ventilstößel betätigt. Die Auspuffgase werden durch entsprechend gebogene Stahlrohre unter den Tragflächen abgeleitet. Die übrige Einrichtung des Drachenflegers ist im großen ganzen dieselbe geblieben, so die Anordnung des Anlaufgestells mit zwei hintereinander angeordneten Rädern, von denen das vordere größere durch eine Spiralfeder abgefedert und eine hydraulische Dämpfung erhält, indem ein an der Gabel, in welcher das Rad befestigt ist, angebrachter Kolben sich in einem mit Öl gefüllten Zylinder verschieben kann, wobei durch eine Bohrung das Öl beim Aufstoßen des Rades auf den Erdboden auf die andere Kolbenseite gedrückt wird. Die Enden der Tragflächen sind zu ihrem Schutze ebenfalls mit pneumatischen Rädern versehen (Fig. 14, Taf. VI).

Die Gesellschaft »Avia« in Paris bringt einen neuen Eindecker heraus, bei welchem das Anlaufgestell bemerkenswert ist. Die beiden vorderen Anlaufräder sind in Gabeln gelagert, die aus Stahlblech gepreßt sind. Die Gabel für jedes der Vorderräder bildet einen Doppelhebel, der an einem Ende die Radachse umfaßt und am anderen Ende mittels einer Spiralfeder mit dem Gestell des Flugapparates verbunden ist. In der Mitte ist die Gabel um eine von einem Stahlrohr gebildete Achse drehbar. Dieses sehr einfache Anlaufgestell ist sehr elastisch, im Gewicht sehr leicht, und billig zu fabrizieren. In seiner übrigen Einrichtung ist der Eindecker »Avia« dem Blériot-Eindecker sehr ähnlich und bietet weiter nichts Bemerkenswertes (Fig. 15, Taf. VI).

Auch der Eindecker von Dufour ist dem Blériot-Typ sehr ähnlich. Auch hier fällt die hohe Anordnung des Seitensteuers über dem Höhensteuer auf (Fig. 12, Taf. VI).

Vor kurzem wurde in den Werkstätten von Clément-Bayard nach der Konstruktion von César ein Zweidecker gebaut, der als Tandem-Zweidecker zu bezeichnen ist. Um die Gefahr bei den ersten Flugversuchen zu verringern, entlastete César seinen Flugapparat zum Teil, indem er über denselben einen Ballon von ca. 100 cbm anbrachte. Jetzt macht César in Issy-les-Moulineaux die ersten Flugversuche ohne Ballon, und sind dieselben bis jetzt gut verlaufen. Der Konstrukteur bezweckt mit der Anordnung von doppelten Tragflächen vorn und hinten am Drachenflieger einen Flugapparat für große Belastung ohne zu große Spannweite zu erhalten (Fig. 11, Taf. VI, siehe auch Heft 6, Taf. III).

Die Automobilfabrik Clément-Bayard bringt im Gegensatz zu den deutschen Automobilfabriken, von denen man auf dem Gebiete der Luftschiffahrt noch recht wenig hört, sowohl der dynamischen wie der statischen Luftschiffahrt das größte Interesse entgegen. Nicht nur, daß die Firma Clément-Bayard bereits seit mehreren Jahren eine Abteilung für Luftschiffe eingerichtet hat, auch die Abteilung für Flugapparate ist schon ziemlich bedeutend. In dieser Abteilung bauen die Clément-Bayard-Werke Zweidecker eigenen Systems; Eindecker nach dem System Santos Dumont und ferner Flugapparate nach der Konstruktion der Besteller. Unser Bild zeigt das Innere der großen Fliegerhalle, die gleichzeitig auch als Ballonhalle dienen kann, auf dem Exerzierplatz »Issy-les-Moulineaux« bei Paris (Fig. 1, Taf. VI).

Roger Sommer, einer der besten Schüler von Henri Farman, baut jetzt Flugapparate in eigener Werkstatt und hat in Mouzon in den Ardennen eine Fabrik errichtet. Der Sommer-Zweidecker lehnt sich in seiner Konstruktion an den Farman-Zweidecker an. Einige Konstruktionsdetails, wie die Schlittenkufen, erinnern an Wright. An Wright erinnert auch die Befestigung der Gestelle für die Schwanzfläche mit Seitensteuer einerseits und das Höhensteuer andererseits am Hauptgestell mit den Tragflächen mittels Scharnieren. Diese Einrichtung ist sogar noch besser als bei Wright durchgebildet, daher ist dieser Drachenflieger

sehr schnell demontierbar bzw. für den Transport so zusammenlegbar, daß er nur einen geringen Raum einnimmt, nämlich entsprechend der Größe der Tragflächen. Diese haben bei einer Spannweite von 10 m und einer Tiefe von 2,2 m, im mittleren Teil von 2,0 m, eine Gesamtoberfläche von 40 qm. Ähnlich der Zanoniform ist die obere Tragfläche an den Außenkanten nach hinten verlängert. Diese beweglichen Flächen dienen der Querstabilität in ähnlicher Weise wie beim System Farman. Der Zweidecker von Sommer ist verhältnismäßig lang gebaut, nämlich 12,5 m und hat daher auch eine vorzügliche Stabilität in der Flugrichtung. Die Schwanzfläche, vor welcher das einfache Seitensteuer angebracht ist, hat wie die Tragflächen eine Krümmung und zwar nach einem Kreisbogen, während Farman ebenso wie Voisin die Tragflächen parabolisch krümmt (Fig. 5 bis 7, Taf. V).

Wie beim System Farman wird das Seitensteuer durch einen doppelten Fußhebel betätigt und ebenso das Höhensteuer und die Stabilisierungsflächen durch den gleichen Handhebel. Die Bedienung des Drachenfliegers ist also ebenso einfach, wie die des Farman-Doppeldeckers.

An den Farman-Zweidecker erinnert auch die Lagerung der Anlaufäder an den Schlittenkufen, doch sind die Räder für jede Kufe nur einfach vorhanden. Neu ist dagegen die Abfederung der Schlittenkufen, indem zwischen die Kufen und die Stützen, welche sie mit den Tragflächen verbinden, Blattfedern und Gummipuffer dazwischen gelegt sind.

Zum Antrieb der hinter den Tragflächen gelagerten Schraube benutzt Roger Sommer den rotierenden Gnome-Motor von 50 PS. Dieser Drachenflieger verdient namentlich wegen der leichten Demontierbarkeit die Aufmerksamkeit der Konstrukteure.

Die Amateurfrage im Flugsport.

Von O. Schmal-Carbur.

Immer näher rückt der Beginn der Flugsportsaison auf dem Kontinent. Den Zugvögeln gleich fliegen die Preisflieger mit der fortschreitenden Jahreszeit vom Süden nach nördlicheren Gegenden. Nach den Flugwochen von Heliopolis, Cannes, Biarritz und Nizza folgen die Veranstaltungen in Berlin, Lyon und Paris, und die Flugsportsaison ist dann in allen Ländern Europas im vollen Gange.

Im großen und ganzen handelt es sich bekanntlich bei allen diesen Veranstaltungen um Erwerbsunternehmen. Bei diesen ist es ganz selbstverständlich, daß sie alle Pflichten, die für Unternehmungen von Schaustellungen gegen Eintrittsgelder Geltung haben, auch erfüllen müssen. Das können sie aber in erster Linie nur dann, wenn sie der Leistungen derjenigen, die als Akteure tätig sein sollen, soweit als möglich sicher sind, in diesem Falle also der Führer der Flugmaschinen. Das ist der Grund, weshalb den erfolgreichen Führern so hohe Angebote gemacht — und wenn die Einnahmen danach sind — auch meistens bezahlt werden. Beide wollen verdienen — die Unternehmer, welche die Schau- und Wettflüge veranstalten, und die Führer der Flugmaschinen; die ersteren riskieren das Geld, die letzteren das Genick.

Während aber die erfolgreichen Führer, die Hochkonjunktur benutzend, in ihren Forderungen meist nicht bescheiden sind, suchen die Veranstalter möglichst billig wegzukommen und sich billigere Kräfte zu verschaffen. Solange allerdings die Zahl der wirklich zuverlässigen Flugmaschinenführer so gering bleibt, wie sie zurzeit ist, und andererseits jede Stadt mit größerem Fremdenverkehr so rasch als möglich ihre Flugwoche veranstalten will, so lange werden die erfolgreichen Führer hoch im Preise stehen. Aber eine Ermäßigung der Flugpreise wird und muß kommen. Heute wird man Amateure, in dem landläufigen Sinne, im Flugsport recht wenig finden. Fast alle Führer, die für Schau- und Wettflüge in Betracht kommen, verlangen und erhalten feste Honorare, abgesehen von den Reisen; und man kann es ihnen wirklich nicht übelnehmen, denn die Spesen sind noch ziemlich hohe. Latham kam z. B. mit drei Apparaten und 16 Mechanikern nach Heliopolis und gewann — nicht einen Centime. Dagegen erlitten alle drei Apparate schwere Beschädigungen, die kostspielige Reparaturen verursachten. Ohne sein festes Honorar hätte Latham einen schweren

pekuniären Verlust erlitten. Es ist also, an diesem Beispiel gemessen, nur recht und billig, wenn bei der geringen Zuverlässigkeit der modernen Apparate auch die Unternehmer einen Teil des Risikos der Flugmaschinenführer tragen.

Aber die Apparate werden besser, die Führer geübter, und das Risiko wird sich deshalb mindern. Die Zahl der Führer wird sich mehren und auf die Höhe der Engagementgelder drücken, und in nicht allzulanger Zeit wird man auch im Flugsport bei angemessenen Engagementsummen angelangt sein. Bei der großen Zahl der Konkurrenten wird man, aller Wahrscheinlichkeit nach, nur noch den bedeutendsten unter ihnen feste Honorare gewähren, die anderen aber auf die zu gewinnenden Preise verweisen. Hier wäre nun, meiner Meinung nach, ein Anhalt gegeben, eine gewisse Grenze zwischen Berufsfliegern und Herrenfliegern zu ziehen. Ich glaube, daß man erst sehr spät, vielleicht nie, so weit kommen wird, daß man so viel Herrenflieger, die sich mit Ehrenpreisen begnügen, finden wird, um eine einigermaßen gut besetzte Flugkonkurrenz zustande zu bringen.

Geld wird man wegen der hohen Unkosten auch den Herrenfliegern geben müssen, vielleicht neben Ehrenpreisen. Aber man kann einen Unterschied bei Wettbewerben zwischen festengagierten Führern (Berufsfliegern) und Herrenfliegern, die nur um die Preise fliegen, machen. Damit wären die Flieger schon in zwei Klassen geteilt, und die Zeit würde die Gegensätze zwischen reinem Erwerbe und Sport sicher vertiefen, zum Nutzen der letzteren und ohne dem ersteren zu schaden. Um die Idee, die mir vorschwebt, besser verständlich zu machen, sei ein Beispiel erläutert.

Für eine Flugwoche in X. stehen 200 000 M. an Preisen und Engagementgeldern zur Verfügung. Die Unternehmer teilen diese Summe nun folgendermaßen. 120 000 M. für Berufsflieger, 80 000 M. für Herrenflieger.

Von den 120 000 M. für Berufsflieger werden 60 000 M. für feste Engagements verwendet und 60 000 M. für Preise offen nur für Berufsflieger. Diese werden in der schon jetzt üblichen Weise auf den Betrag des Engagements verrechnet. Dieser Modus hat sich bis jetzt ganz gut bewährt, da die Möglichkeit, mehr als das Engagementgeld zu gewinnen, ein guter Ansporn selbst für minder ehrgeizige Flugmaschinenführer ist.

Die mit 80 000 M. ausgestatteten Wettbewerbe für Herrenflieger sind nur offen für solche Konkurrenten, die noch nicht für feste Honorare (Engagementgelder) geflogen haben. Startvergütungen werden in dieser Kategorie natürlich nicht gewährt. Die Art der Ausschreibung für die einzelnen Wettbewerbe ist ganz nach Wunsch. Es bleibt den Veranstaltern überlassen, ob sie Hoch- oder Weitflüge, Passagier- oder Schnelligkeitsflüge arrangieren.

Jeder Flieger, der sich an Wettbewerben zu beteiligen beabsichtigt, mußte bei Lösung seiner Lizenz vom Landesverband angeben, ob er an Berufs- oder Herrenfliegerkonkurrenzen teilnehmen will. Dadurch wäre von vornherein eine reinliche Scheidung gegeben.

Nach meinen bisherigen Erfahrungen wird die Klasse der Amateure nicht schlecht besetzt sein, denn es gibt viele Automobilherrenfahrer, die sich im Drachenflug ausbilden und die sich gerne an Wettbewerben beteiligen möchten, aber mit Zirkuskünstlern u. dgl. nicht konkurrieren wollen. Auf die Höhe der Preise wird es vielen Herrenfliegern nicht so sehr ankommen, aber sie werden es doch angenehm empfinden, wenn sie wenigstens die Kosten, die ihnen die Beteiligung verursacht, herauszuschlagen die Möglichkeit haben.

Ich brauche wohl nicht zu erwähnen, daß die obigen Ziffern sowohl bezüglich der Höhe als auch der Verteilung sich nach den jeweiligen Verhältnissen richten werden. Mein Vorschlag richtet sich auch nicht an die Unternehmer, sondern an die Vereine und Verbände, denen die sportliche Durchführung resp. Beaufsichtigung von flugsportlichen Veranstaltungen obliegt. Sie haben gewöhnlich die Ausschreibung und die Preiswertung festzulegen und dadurch den entsprechenden Einfluß.

Es wäre falsch, wenn sich z. B. der Deutsche Luftschifferverband und der Deutsche Flugtechniker-Verein nur um die Herrenflieger kümmern wollte. Im Falle des Deutschen Rad-

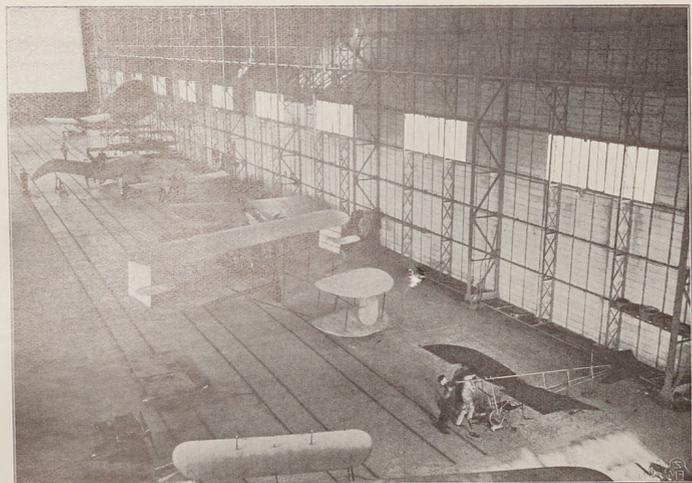


Fig. 1.

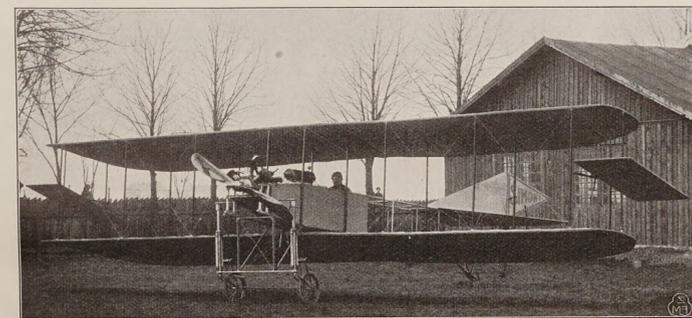


Fig. 2.

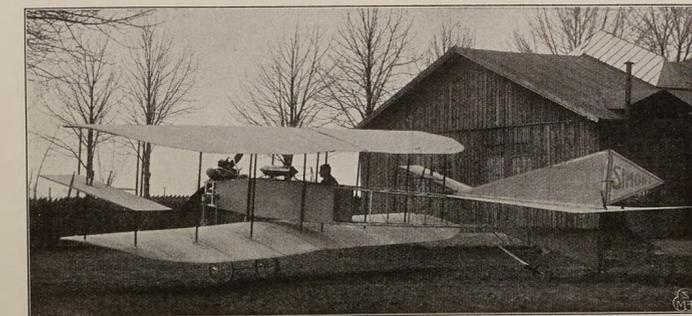


Fig. 3.



Fig. 4.

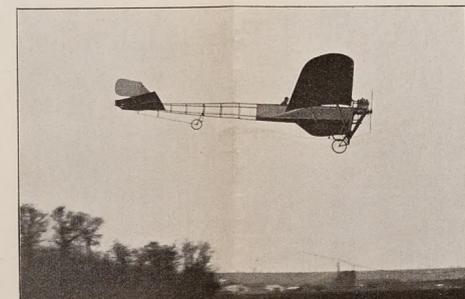


Fig. 5.

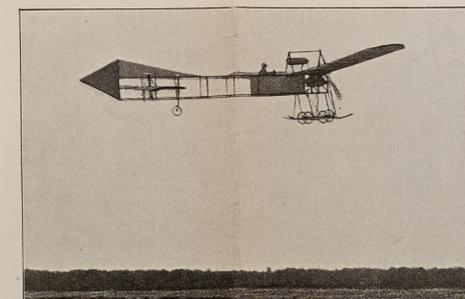


Fig. 6.

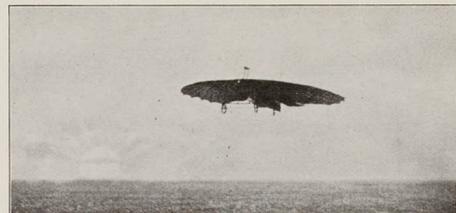


Fig. 7.

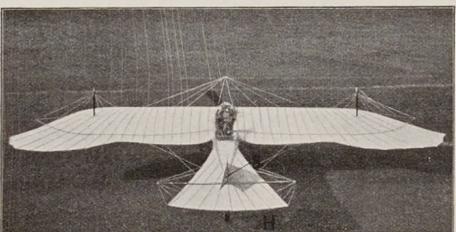


Fig. 8.



Fig. 9.

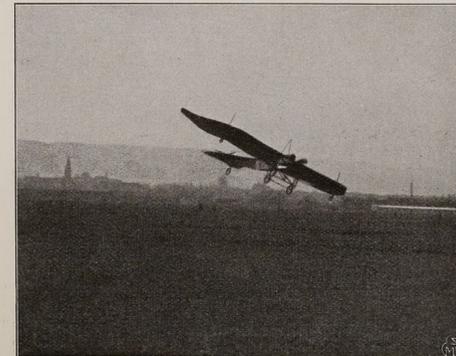


Fig. 10.

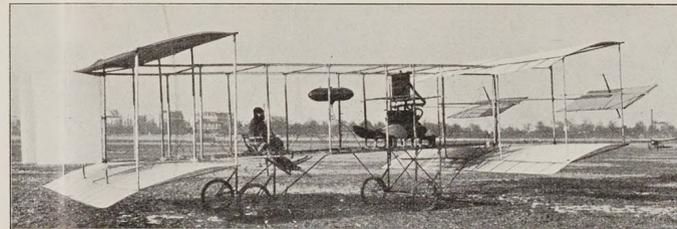


Fig. 11.



Fig. 12.

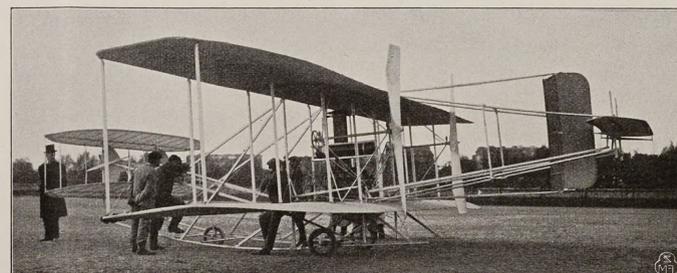


Fig. 13.

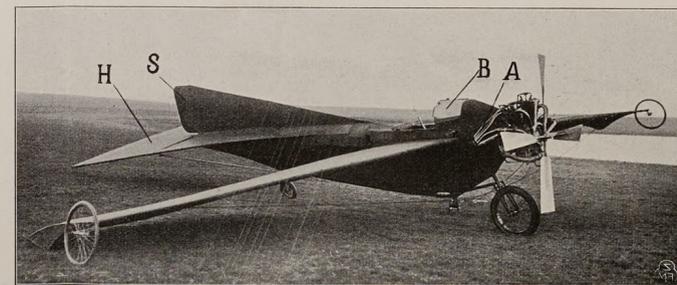


Fig. 14.

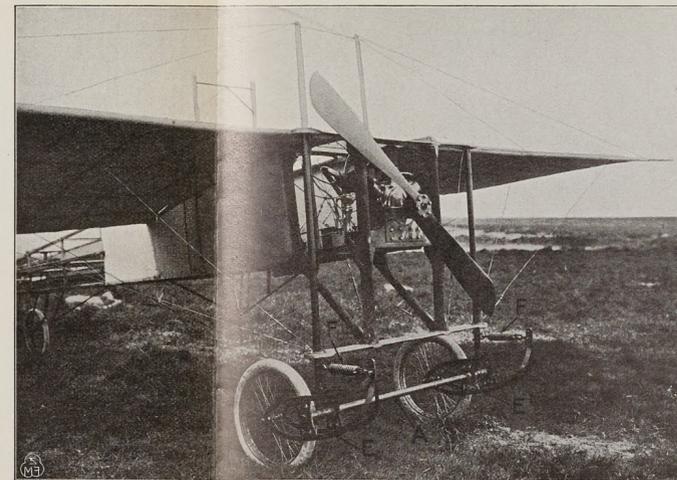


Fig. 15.

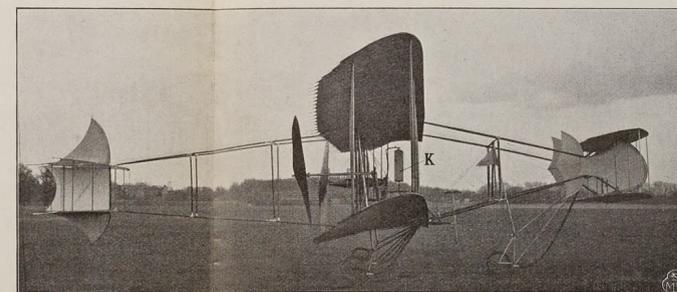


Fig. 16.

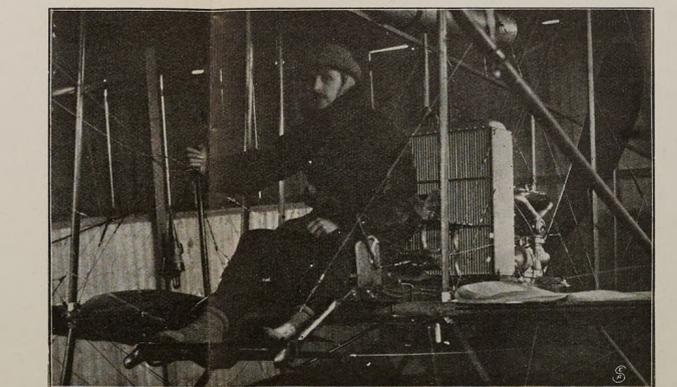


Fig. 17.

Fig. 1. Halle für Drachenfieger in Issy-les-Moulineaux der Firma Clément-Bayard.

Fig. 2. Zweidecker von Simon, Ansicht von vorn.

Fig. 3. Zweidecker von Simon (Seitenansicht), gebaut von Jakob Lohner & Co. Wien, Motor Anzani.

Fig. 4. Eindecker von Dubonnet, gebaut von Tellier, Motor Panhard Levassor. A = Auspuffrohr, B = Einlaßkanal, V = Vergaser, Z = Zündkerzen, W₁ = Kühlwasserleitung zum Kühlapparat K, W₂ = Kühlwasserleitung von der Pumpe nach den Zylindern, P = Propeller. (Motorbeschreibung siehe Heft 3/4, S. 41/42, Fig. 1-4.)

Fig. 5. Dubonnet auf seinem Tellier-Eindecker im Fluge. (Überlandflug über 110 km, siehe Heft 7, S. 83.)

Fig. 6. Eindecker von Behrend, gebaut von der Deutschen Flugmaschinenbau-Gesellschaft, im Fluge, mit dem verbesserten Höhensteuer, Argus-Motor. (Siehe Heft 3/4, S. 45, Fig. 1.)

Fig. 7. Eindecker nach der Zanoniform von Etrich (erste Konstruktion im Fluge).

Fig. 8. Eindecker nach der Zanoniform von Etrich (zweite Konstruktion, genannt »Die Taube«, Ansicht von oben).

Fig. 9. Eindecker von Etrich, »Die Taube«, im Fluge von unten gesehen.

Fig. 10. Eindecker von Etrich im Kurvenfluge.

Fig. 11. Doppelzweidecker von César, Motor Berthaud. (Siehe Heft 6, S. 68 und Fig. 8 Tafel III.)

Fig. 12. Eindecker Dufour, Motor Picker-Labor. S = Seitensteuer über dem Höhensteuer = H.

Fig. 13. Zweidecker, System Wright, französisches Fabrikat, mit als zweites Höhensteuer ausgebildeter Schwanzfläche und Anlaufrollern. (Siehe Heft 5, S. 55 und 56, Fig. 1-3.)

Fig. 14. Neuer Eindecker von R. Esnault-Pelterie mit verbessertem Motor Esnault-Pelterie. A = Auspuffrohr, B = Benzinreservoir, H = Höhensteuer, S = Seitensteuer.

Fig. 15. Eindecker »Avia«, Motor Anzani. E = Gabeln für die vorderen Anlaufrollern, A = Achse, um welche die Gabeln schwingen, F = Zugfedern.

Fig. 16. Zweidecker von Bourcart, gebaut bei den Siemens-Schuckert-Werken mit Argus-Motor (Seitenansicht), K = Kühlapparat.

Fig. 17. Führersitz des Zweideckers, System Henri Farman der »Aviatik G. m. b. H.« in Mülhausen i. E., Argus-Motor, Windhofkühler.

fahrerbundes in der Amateurfrage hat es sich gezeigt, welche schweren Fehler die Bundesleitung gemacht hat, als sie die Macht über die Berufsfahrer aus der Hand gab. Heute macht der Bund alle Anstrengungen, um auch auf diesem Gebiete die Macht zurückzugewinnen, die alle Radfahrerverbände anderer Länder haben.

Es ist keine leichte Aufgabe, die dem Deutschen Luftschifferverband und dem neugegründeten Deutschen Fliegerbunde erwachsen ist, aber im Interesse des Ansehens der Luftschiffahrt bzw. des Flugsports und der sportlichen Disziplin muß er sie sobald als möglich lösen. Mit dem *laissez faire, laissez aller* ist es nicht getan. Nach der einen oder anderen Richtung muß etwas geschehen, ehe es zu spät ist und im Flugsport vollständige Anarchie herrscht.

Sportliche Nachrichten.

Programm und Meldungen der Flugwoche in Berlin-Johannisthal vom 10. bis 16. Mai.

Gemeldet haben bisher folgende Führer von Drachenschiffen:

1. Hans Grade (Grade-Eindecker), Deutschland;
2. Frey (Farman), Deutschland;
3. Kapitänleutnant Engelhardt (Wright), Deutschland;
4. Fridolin Keidel (Wright), Deutschland;
5. von Gorrissen (Euler-Voisin), Deutschland;
6. Emil Jeannin (Farman), Deutschland;
7. Baron Pierre de Caters (Voisin), Belgien;
8. Amerigo (Roger-Sommer), Frankreich;
9. Swendson (Voisin), Dänemark;
10. Thorup (Blériot), Dänemark.

Preise: I. Dauerflugpreis; 1. 10000 M., 2. 2000 M., 3. 1000 M. Der Dauerflugpreis wird an jedem Tage ausgefliegen. Er kann nicht zugleich mit anderen Preisen gewonnen werden. II. Preis für den kleinsten geflogenen Kreis; 1. 7000 M., 2. 3000 M. von einem ungenannten Stifter, auszufliegen am 10., 12., 14. und 16. Mai. III. Preis für die Landung auf vorgeschriebenem Platz aus 10 Meter Höhe; 1. 4000 M., 2. 1000 M., 3. 500 M. IV. Höhenkurven-Preis; 1. 4000 M., 2. 1000 M., 3. 500 M. V. Gleitflug-Preis; I. 5000 M., 2. 2000 M. für den längsten Gleitflug mit abgestelltem Motor aus 10 Meter Höhe. VI. Täglicher Frühpreis; 1. 1000 M., 2. 500 M. VII. Photographier-Preis; 1. 300 M., 2. 200 M. Nationale Wettbewerbe. VIII. Bleichröder-Preis; 1. 10000 M., 2. 1000 M. für drei Runden mit zwei Zwischenlandungen zwischen den letzten Pylon und der Startlinie. IX. Lanzpreis der Lüfte; 1. 7000 M., 2. 3000 M., 3. 2000 M., 4. 1500 M., 5. 1000 M.

Die gemeldeten Flugapparate (Systeme Wright, Farman und Roger-Sommer) sind in dem Aufsatz »Neue Flugapparate« beschrieben und in den Tafeln V und VI in Bild und Zeichnung dargestellt.

Die zweite deutsche Flugwoche ist in jeder Beziehung gut organisiert und vorbereitet und dürfte um so interessanter werden als das erste Mal nicht nur ausländische sondern auch deutsche Piloten auf in Deutschland gebauten Flugapparaten starten. Mit Sorgfalt und Sachkenntnis sind die Bestimmungen für die Teilnehmer ausgearbeitet, aus denen das Wichtigste angeführt werden soll:

Nennungsschluß war am 1. Mai abends 6 Uhr. Das Nennungsgeld, für die internationalen Wettbewerbe beträgt 100 M., für die nationalen Wettbewerbe 50 M.; es muß der Nennung beigelegt sein. Es wird denjenigen Bewerbern zurückgezahlt, die am ersten Tage des Wettbewerbes, an dem Flüge ausgeführt worden sind, zwei Runden ohne Zwischenlandung zurückgelegt haben. Die Unterbringung der Fahrzeuge auf dem Flugplatz kann nur denjenigen garantiert werden, die sich bis zum 1. Mai gemeldet haben.

Jeder Bewerber erhält eine Nummer zugeteilt, die in Ziffern von einem Meter Höhe sichtbar geführt werden muß. Sämtliche Apparate müssen spätestens am 9. Mai auf dem Flugplatz untergebracht sein. Jede Maschine wird von der Sportkommission abgestempelt. Nachherige Änderungen sind während der Flugwoche nicht gestattet. Die Apparate und Monteure werden auf dem Flugplatz kostenlos untergebracht.

Erstere werden gegen Feuer versichert, jedoch übernimmt die Veranstaltung keinerlei Bürgschaft für irgendwelche Schäden. Gegen Haftpflicht sind die Flieger bis zur Höhe von 50000 M. im Einzelfalle, 150000 M. bei Katastrophen, für Sachschäden bis zum Betrage von 10000 M. versichert.

Die Konkurrenten sind verpflichtet, bei ihren Flügen in den vorgeschriebenen Bahnen zu bleiben. Flüge über die Zuschauer hinweg sind verboten. Die Wettbewerbe werden von 3 Uhr nachmittags ab ausgefliegen. Von Sonnenuntergang an wird die Zeit nicht mehr genommen und keine Erlaubnis zu neuen Starts mehr gegeben. Beim Böllerschuß fünf Minuten nach Sonnenuntergang müssen bei Verlust des Preisanspruchs alle Flüge beendet sein.

An den Wettbewerben kann nur teilnehmen, wer im Besitz des vorgeschriebenen Führerzeugnisses ist.

Bedeutende Flugleistungen.

Paulhan hat am 28. April den großen Überlandflug von London nach Manchester glücklich vollendet, den Graham White kurz vor dem Ziele abbrechen mußte. (Siehe Z. f. Fl. u. M., Heft 8, S. 100.) Paulhan, der am 27. abends 5 Uhr 22 Min., in London aufgestiegen war, landete am 28. morgens um 5 Uhr 32 Min. bei Manchester. Die ganze Strecke beträgt 296,11 km. Paulhan hat mit dem Fluge den Daily Mail-Preis von 200000 M. gewonnen. Graham White versuchte Paulhan den Preis streitig zu machen und startete bald nach Paulhan, mußte aber wegen Motordefektes den Flug in Lickfield aufgeben.

Behrend, der erst kürzlich in Johannisthal vor einer aus Mitgliedern der Flugplatzgesellschaft und des Kaiserlichen Aeroklubs gebildeten Kommission das Pilotenexamen bestand, gewann am 28. April in Johannisthal auf einem Eindecker der Deutschen Flugmaschinenbau-Gesellschaft den Lanz-Preis der Lüfte im Betrage von 7000 M., indem er um zwei 1000 m voneinander entferntstehende Pylonen herum einen Flug von 2500 m Länge in Form einer Acht ausführte.

Das Mitglied des Frankfurter Flugsportklubs, Walter v. Mumm hat in Pau auf einem Antoinette-Eindecker das Führerpatent erworben. Damit zählt der Frankfurter Flugsportklub bereits drei geprüfte Piloten zu seinen Mitgliedern. Herr v. Mumm ist nunmehr der achte Deutsche, der das Aeroplanführerzeugnis besitzt.

Flugveranstaltungen.

Mm. Vom ungarischen Aeroklub wurden kürzlich die Propositionen zu der in der Zeit vom 5. bis 16. Juni stattfindenden internationalen Flugwoche in Budapest veröffentlicht. Folgende Konkurrenzen kommen zur Austragung:

1. Reisekonkurrenz 200 000 Kr.,
2. Dauerflugkonkurrenz 45 000 Kr.,
3. Distanzpreis 45 000 Kr.,
4. Höhenpreis 45 000 Kr.,
5. Geschwindigkeitskonkurrenz 45 000 Kr.,
6. Langsamkeitskonkurrenz 15 000 Kr.,
7. Belastungskonkurrenz 15 000 Kr.,
8. Startkonkurrenz 8000 Kr.,
9. Anfängerkonkurrenz 12 000 Kr.,
10. Konkurrenz neuer Konstruktionen 10 000 Kr.,
11. Nationalkonkurrenz 20 000 Kr.,
12. Qualitätspreis 10 000 Kr.,
13. Preis der summierten Distanzen 20 000 Kr.,
14. Trostpreise 10 000 Kr.

In Verona findet vom 20. bis 30. Mai eine Flugwoche statt. Folgende Flieger haben bereits gemeldet: Latham (Antoinette), Hans Grade (Grade), Henri Farman (Farman), Louis Blériot (Blériot), Leblanc (Blériot), Balsan (Blériot), Molon (Blériot), de Lambert (Wright), Tissandier (Wright), van den Born (Farman), Chavez (Farman). Auch Madame Delaroche (Voisin) hat sich angemeldet. Die Preise der Wettflüge von Verona beziffern sich auf 210 000 Lire.

Leblon, der beste Schüler von Blériot, der ebenfalls gemeldet hatte, ist leider inzwischen bei seinem Fluge über den Hafen von St. Sebastian ins Meer gestürzt und tödlich verunglückt. Er benutzte denselben Blériot-Eindecker, auf dem Delagrangé seinen Unfall erlitt.

Kleine Mitteilungen.

An der Kgl. Technischen Hochschule zu Berlin ist eine interkorporative akademische Vereinigung für Luftschiffahrt gegründet. Die Bestrebungen der Vereinigung sind, die Luftschiffahrt und den praktischen Gleitflug wissenschaftlich und sportlich zu pflegen. Die Flüge werden auf dem Flugfeld »Mars« in Bork ausgeführt mit einem Gleitflieger, der Eigentum der Vereinigung ist. Alle näheren Auskünfte über Aufnahme etc. durch den Vorsitzenden cand. Knoll, Charlottenburg, Grolmanstr. 11.

Internationaler Wettbewerb für Flugmotoren.

Der »Österreichische Flugtechnische Verein« veranstaltet im Jahre 1910 einen internationalen Wettbewerb für Flugmotoren, wobei diese nach dem Gewichte für die Pferdestärke unter Berücksichtigung der Laufzeit und des Verbrauches an Betriebsstoff bewertet werden.

Die Durchführung dieses Wettbewerbes obliegt einer Prüfungskommission, welcher angehören als Delegierte des K. K. Ministeriums für öffentliche Arbeiten Exzellenz Sektionschef Dr. W. Exner und K. K. Baurat Joh. Trnovský, ferner Oberinspektor A. Ritter von Boschan, Ing. Otto Freiherr von Czedit, Oberbaurat Ludwig Erhard, Prof. George Goebel, Prof. Richard Knoller, K. K. techn. Oberoffizial Hugo L. Nickel.

An dem Wettbewerbe können sich Firmen oder auch einzelne Konstrukteure des In- und Auslandes beteiligen.

An Preisen stehen für diesen Wettbewerb insgesamt 24 000 K. zur Verfügung und zwar ein Preis des K. K. Ministeriums für öffentliche Arbeiten für den besten Motor im Werte von 10 000 K., ein Preis des Österreichischen Flugtechnischen Vereines für den zweitbesten Motor von 5 000 K., ein Preis des K. K. Ministeriums für öffentliche Arbeiten für den besten in Österreich erzeugten Motor von 5 000 K., schließlich zwei Preise des Österreichischen Automobil-Klub im Werte von 4 000 K.

Näheres bei der Geschäftsstelle des Österreichischen Flugtechnischen Vereines, Wien IV., Wienstraße 51, Telefon 623.

Eine neue Fliegerfabrik in Frankreich. Die bekannte Fabrik für Luftschiffe der Gebrüder Lebaudy, die bis jetzt die meisten französischen Luftschiffe gebaut hat, will in Zukunft auch Drachensflieger bauen. In ihrer Fabrik zu »Moisson« hat jetzt der bekannte Konstrukteur der Firma »Henry Julliot« einen Eindecker entworfen, der im nächsten Monat fertiggestellt sein wird, und mit dem dann eingehende Versuche unternommen werden sollen.

Die Verhandlungen zwischen der Zeppelingsgesellschaft in Friedrichshafen und dem Kurkomitee in Luzern über die Einführung von regelmäßigen Luftschiffahrten um den Rigi sind abgebrochen worden. Dagegen soll ein Vertrag mit der französischen Luftschiffahrtsgesellschaft »Astra« über diesen Luftverkehr zum Abschluß gekommen sein.

Berichtigung.

In Heft 8 im Artikel »Die Gründung eines Deutschen Fliegerbundes« muß es statt Leipziger Flugsportklub »Flugtechnischer Verein Leipzig« heißen. Als Vertreter dieses Vereines wurde Ingenieur Alfred Freund gewählt. V.

Patentschau.

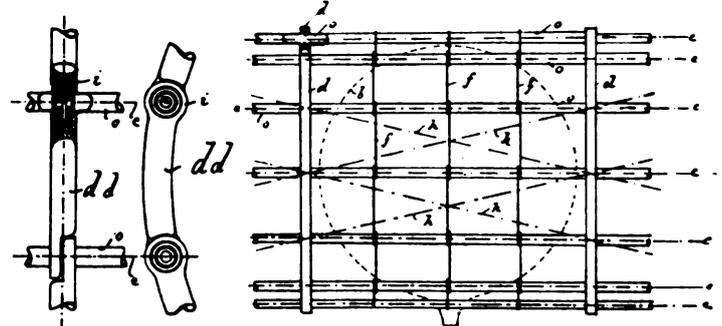
Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.
Patent-Erteilungen.
Klasse 77 h.

- 220 752. Tragfläche für Flugmaschinen u. dgl. Dr. Walter Iobach, Charlottenburg, Kurfürstendamm 29. 8. 1. 08. L. 25 394.
- 220 793. Luftschiff mit einem um eine wagerechte Achse drehbaren Flächenballon. Max Rennecke, Hannover-Dühren, Bernwardstraße 2. 20. 8. 08. R. 26 865.
- 220 924. Luftschiff. Theodor Schobersen., Zürich.
- 220 975. Verfahren zum Nachfüllen von Luftschiffen während der Fahrt. Dr. Johannes Schilling, Grunewald Berlin. 15. 8. 08. Sch. 30 738.

220 976. Flugmaschine mit zusammenlegbaren Tragflächen. Jakob Christian Hansen-Ellehammer, Frederiksberg, Dänemark.

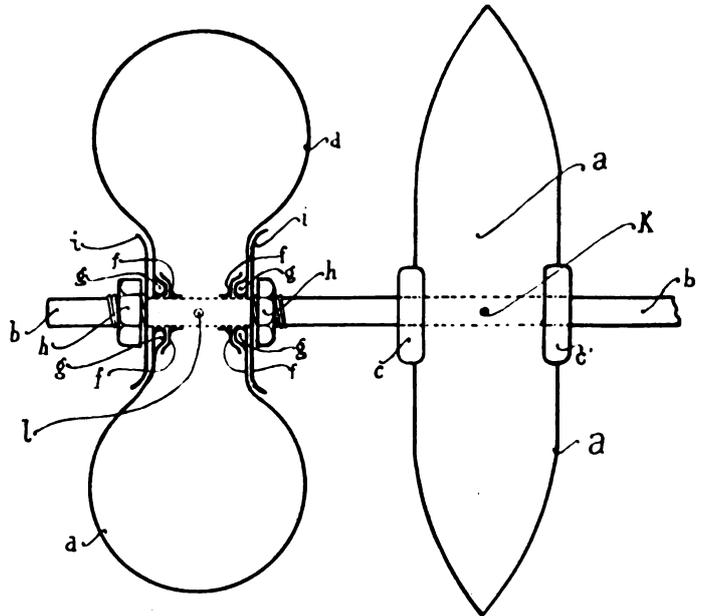
221 155. Luftschiff mit mehreren Gaszellen. Adrian Baumann, Kilchberg b. Zürich.

220 159. Semmler, Dortmund, Ballongerippe. — Zum Zwecke leichter Zerlegbarkeit wird das die Einzelballons (b) umschließende Versteifungsgerippe aus Querringen (d), die aus gelenkig verbundenen Einzelteilen bestehen, und aus Röhren (e), die längs verlaufen, zusammengesetzt. Durch Verspannung dieser Teile mittels Zugelemente, die längs (c), diagonal (h) und quer (f) verlaufen, wird das ganze Gerippe starr. Die unabhängige Versteifung eines einzelnen von zwei Ringen begrenzten Gerippeabschnitts in sich ist vorgesehen.

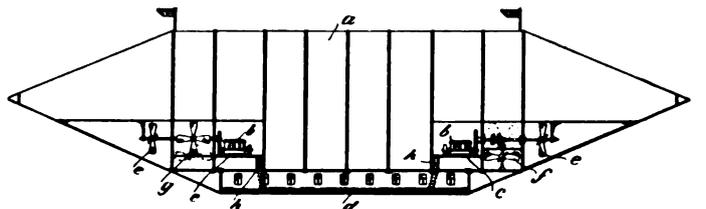


Zu Nr. 220 159.

220 345. Mauk, Stuttgart. Aufblasbare Hohlkörper zum Landen von Luftfahrzeugen. — Auf jeder Seite der Gondel (a) oder des Ballons von Luftschiffen ist auf einer Hohlwelle ein dehnbarer Hohlkörper (d) größeren Durchmessers gelagert, der — wie Pneumatikräder — die Landung erleichtern soll, jedoch erst kurz vor der Landung seine runde Form durch Aufblasen erhält, um während der Fahrt keinen Luftwiderstand hervorzurufen.



Zu Nr. 220 345.



Zu Nr. 220 431.

220 431. Klindworth, Goslar. Luftschiff. — Der vorn und hinten zugespitzte starre Ballonkörper (a) nimmt in Aussparungen die Antriebs- und Steuervorrichtungen mit den Motoren (b) auf, so daß Ballon und Maschinenraum ein geschlossenes Ganzes bilden. Die Luftschrauben (c) dienen der Vorwärtsbewegung, die umlegbaren Luftschrauben (f) der Seitensteuerung bzw dem Auftrieb. Die Passagierräume sind in besonderer Gondel unterhalb des Ballonkörpers gedacht.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR

DR. S. FINSTERWALDER

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS
DEUTSCHER FLUGTECHNIKER

E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCH-
SCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN.
HOCHSCHULE AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

28. Mai 1910.

Heft 10.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Die Seitensteuerung der Flugmaschinen. Von H. Reissner, Aachen. (Schluß) S. 117.

Ausstellungsberichte: Luftschiffmotoren und Flugmotoren. Von Ansbert Vorreiter. S. 123. (Tafel III.)

Die Berliner Flugwoche. Von Schmal-Carbur. S. 127.

Sportliche Nachrichten. S. 128.

Bücher-Besprechungen. S. 128.

Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 128.

Die Seitensteuerung der Flugmaschinen.

Von H. Reissner, Aachen. (Schluß.)

Zusammenstellung der Gleichgewichtsbedingungen.

Zwecks übersichtlicherer Schreibweise sind in folgendem die Indizes von u und i fortgelassen, obgleich von jetzt ab immer die ursprünglichen Werte der Schwerpunktschwindigkeit und des Tragflächenwinkels gemeint sind.

$$\frac{\delta H}{c_1 u^2} = 2 \frac{\delta u}{u} \left[\Sigma F \sin(i + \epsilon) \sin i + \frac{c_3}{c_1} \Phi \right] + \Sigma \delta i F \sin(2i + \epsilon)$$

$$0 = \frac{\delta u}{u} \Sigma F 2 \sin(i + \epsilon) \cos i + \Sigma \delta i F \cos(2i + \epsilon)$$

$$\frac{G \delta \alpha}{u^2} = \frac{m}{r} + \frac{w'}{u} c_3 \Phi - c_2 \Sigma f \left(\beta - \frac{w'}{u} - \frac{\xi}{r} \right)$$

$$0 = \Sigma \sin(i + \epsilon) \cos i \left(\frac{2J}{r} - F \frac{\xi}{r} \right) - \cos(2i + \epsilon) S \delta i + \sin(i + \epsilon) \cos i F y_0 \alpha_0 + \frac{c_2}{c_1} f \eta \left(\beta - \frac{w'}{u} - \frac{\xi}{r} \right) - \frac{c_3}{c_1} \Phi \frac{w'}{u} y_w$$

$$0 = \Sigma \sin(i + \epsilon) \sin i \left(\frac{2J}{r} - F \frac{\xi}{r} \right) - \sin(2i + \epsilon) S \delta i - \sin(i + \epsilon) \cos i F x \alpha_0 - \frac{c_2}{c_1} f \xi \left(\beta - \frac{w'}{u} - \frac{\xi}{r} \right)$$

$$0 = \Sigma \delta i F \left[\left(y_0 \sin(2i + \epsilon) + x \cos(2i + \epsilon) \right) + \sin(i + \epsilon) \left(\frac{\partial y_0}{\partial i} \sin i + \frac{\partial x}{\partial i} \cos i \right) \right]$$

Durch diese Gleichungen können nun offenbar alle Fragen, die den Entwurf und die Berechnung von Steuerorganen betreffen, beantwortet werden.

Gegeben seien z. B. die Steuerwinkel β der Vertikalflächen, die ‚Flächenverwindungen‘ $S \delta i$ der Tragflächen, die Seitenverschiebungen ζ der Tragflächen, die Flächenschwenkungen α_0 , die Höhensteuerverstellung δi_k , dann lassen sich aus den obigen sechs linearen Gleichungen die sechs Unbekannten, nämlich: die erforderliche Schubänderung δH , die Geschwindigkeitsänderung δu , die Änderung des Einfallswinkels δi , die Systemneigung $\delta \alpha$, der seitliche Abtrieb w' und der Krümmungsradius r im allgemeinen bestimmen.

In bezug auf das oben Flächenverwindung genannte Glied $\Sigma S \delta i$ ist auf eine Eigentümlichkeit der Gleichungen aufmerksam zu machen. Besteht nämlich eine Tragfläche aus zwei symmetrisch zur senkrechten Längsebene liegenden Teilen und erfahren diese gleiche und entgegengesetzte Änderungen δi der Stellungswinkel gegen den Apparat also $\delta i = \delta i_0 + j$, so werden alle Glieder von der Form $\Sigma F \delta i = 2 F \delta i_0$, während die Glieder $\Sigma S \delta i = 2 S j$ werden, wenn der auf der positiven Seite der z liegende Teil eine Stellungswinkelvergrößerung erfährt. Erfolgt ferner die Verwindung nicht in endlichen Flächen teilen sondern allmählich, schraubenförmig, vom Tragflächenpunkt $b = \pm b_0$ ab nach außen, so tritt an Stelle von $\Sigma S \delta i + \int d S \delta i$ und mit $\delta i = j' (b - b_0)$ (Fig. 3) $\Sigma S \delta i = \int_{b_0} d F b (b - b_0) j' = j' (J - b_0 S)$, wo das positive Zeichen wiederum dann gilt, wenn die Flächenseite der positiven z steiler, die entgegengesetzte flacher gestellt wird und j' der Verwindungswinkel auf die Längeneinheit ist.

Die Flächenverwindung gilt also für die drei ersten (x, y, z) und die letzte M_x Gleichung der Gleichgewichtsbedingungen nicht als Winke

änderung δi , sondern beeinflusst nur die Gleichungen M_x und M_y , die eigentlichen Steuer-gleichungen.

Ferner wird die Deutung der Gleichgewichtsbedin-gungen erleichtert durch die Beobachtung, daß die Un-bekannten, nämlich Winkeländerung δi , Geschwindigkeits-änderung δu und Schubänderung δH nur in den beiden ersten und der letzten Gleichung auftreten.

Da nun bei starr verbundenen Tragflächen nur eine Winkeländerung δi vorhanden ist, bei gegeneinander verstellten Tragflächen (Höhensteuerung) zwar mehrere Winkeländerungen auftreten, aber nach Angabe der rela-tiven Verstellung nur eine unbekante Winkeländerung übrig bleibt, reichen diese drei Gleichungen x, y, M_z für sich aus um die obengenannten Größen zu bestimmen.

Es können also bei Beschränkung auf kleine Größen erster Ordnung Propellerschub, Geschwindigkeit und Winkelstellung zunächst ohne Rücksicht auf die Steuerungsweise und die Bahnkrümmung erledigt werden.

Bei starr verbundenen Tragflächen haben wir nur eine Winkeländerung δi . Diese tritt in der letzten Gleich-gewichtsbedingung M_z aus der Summe heraus und wir erhalten

$$\delta i = 0$$

falls nicht das System die Bedingung erfüllt

$$\sum \delta i \cdot \left[(y_0 \sin(2i + \epsilon) + x \cos(2i + \epsilon)) + \sin(i + \epsilon) \left(\frac{\partial y_0}{\partial i} \sin i + \frac{\partial x}{\partial i} \cos i \right) \right] = \frac{\partial M_z}{\partial i} = 0.$$

Die Erfüllung dieser Bedingung muß aber vermieden werden, da sie das Gleichgewicht unbestimmt macht. Man erinnere sich nämlich, daß das negative Vorzeichen dieses Ausdrucks eines der Stabilitätskriterien für gerade Fahrt ist, da sicheres Gleichgewicht in gerader Fahrt, nur möglich ist, wenn bei einer Änderung δi des Einfallswinkels ein zurückdrehendes Moment entsteht.¹⁾

Man darf sich also immer an die Folgerung $\delta H = \delta u = \delta i = 0$ halten.

Dagegen tritt Schub, Geschwindigkeits- und Winkel-änderung ein, wenn ein Höhensteuer gebraucht wird d. h. wenn eine der Tragflächen gegen die anderen verstellt wird.

Man kann also die folgende Aussage machen:

Ist das statische Stabilitätskriterium um die z -Achse $\frac{\partial M_z}{\partial i} < 0$ erfüllt und wird ein Höhen-steuer nicht gebraucht, so bleiben bei Kurven-fahrt mit einem gegen die Apparatabmessungen großen Radius Propellerschub, Einfallswinkel und Geschwindigkeit merklich unverändert gegen gerade Fahrt.

Offenbar ist dieser Satz nun noch nicht hinreichend für das Gleichgewicht, da noch die drei anderen Gleich-gewichtsbedingungen z, M_x, M_y zu erfüllen sind und die darin auftretenden Steuerungsausschläge noch gar nicht in Betracht gekommen sind.

Die Steuerungsarten.

Auf grund der Gleichgewichtsbedingungen, und zwar der 3ten, 4ten und 5ten, sollen jetzt verschiedene mög-

¹⁾ Siehe die Literatur über Längsstabilität und eine Besprechung des Verf. im Flugsport, März 1910.

liche Steuerungsarten betrachtet werden und zwar die Seitensteuerung:

1. durch Vertikalflächen,
2. » Schwerpunktsverschiebung,
3. » Flächenverdrehung,
4. » Flächenverwindung

und deren zweckmäßige Kombinationen, wobei auf die Vermeidung des seitlichen Abtriebs w' und zu starker Neigung $\delta \alpha$ des Systems zu sehen ist. In den folgenden Betrachtungen ist die Nullstellungskonstante ϵ der Trag-flächen der Einfachheit wegen gleich Null gesetzt, was die Ergebnisse jedoch nur unwesentlich beeinflusst.

Steuerung durch Vertikalflächen allein.

Für die Vertikalflächensteuerung gelten die drei vereinfachten Gleichungen z, M_x, M_y

$$\begin{aligned} \frac{G \delta \alpha}{c_1 u^2} &= \frac{G}{c_1 g r} + \frac{w'}{u} \frac{c_3}{c_1} \Phi - \frac{c_2}{c_1} \sum f \left(\beta - \frac{w'}{u} - \frac{\xi}{r} \right) \\ 0 &= \sum \sin i \cos i \frac{2J}{r} + \frac{c_2}{c_1} f_1 \left(\beta - \frac{w'}{u} - \frac{\xi}{r} \right) - \frac{c_3}{c_1} \Phi \frac{w'}{u} y_w \\ 0 &= \sum \sin^2 i \frac{2J}{r} - \frac{c_2}{c_1} f \xi \left(\beta - \frac{w'}{u} - \frac{\xi}{r} \right) \end{aligned}$$

Der einfachste Fall wäre, daß sämtliche Tragflächen denselben Einfallswinkel i besitzen, daß der schädliche Widerstand im Schwerpunkt angreift und nur eine ein-zige Steuer- und Leitfläche vorhanden ist. Die beiden letzten Gleichungen werden dann für die zwei Unbekannten $\frac{1}{r}$ und $\beta - \frac{w'}{u}$ homogen und diese also gleich Null, wenn nicht die Nennerdeterminante $\xi + r \cdot \text{tg } i$ verschwindet. Diese Bedingung für die Lage der Steuerfläche wird aber nie erfüllt sein, da deren vertikale Entfernung vom Schwerpunkt danach 7 bis 10 mal so groß sein müßte, als die horizontale Entfernung. Wäre sie erfüllt, so würde das Gleichgewicht um die x und y Achse und längs der z -Achse unbestimmt sein. Da sie nie erfüllt ist, erhalten wir zufolge $1/r = 0$ eine gerade Bahn und zufolge $w' = u \beta$ eine seitliche Ablenkung von solcher Größe, daß die Fahrtrichtung in die Steuerfläche fällt und die Steuerkraft verschwindet.

Auch bei Berücksichtigung der Höhenlage des schäd-lichen Widerstandes werden die Gleichgewichtsverhältnisse merkwürdig, wie das folgende Beispiel 1) lehrt (Fig. 5):

Eine ausgeführte Anordnung zeigte die folgenden Werte

$$\begin{aligned} \xi &= -4,5 \text{ m} \quad y_1 = +0,35 \text{ m} \quad f = 2,6 \text{ qm} \quad G = 450 \text{ kg} \\ \Sigma J &= \frac{2 \cdot 2 \cdot 9^3}{12} + \frac{2 \cdot 1,2 \cdot 3,5^3}{12} = 251,6 \text{ m}^4 \\ i &= 8^\circ \\ u &= 18 \text{ m/sec} \quad c_1 = c_2 = 0,2 \quad c_3 \Phi = 0,14 \quad y_w = 0,35 \text{ m.} \end{aligned}$$

Die Gleichgewichtsbedingungen nach den Unbe-kannten geordnet nehmen die Form an:

$$\begin{aligned} \frac{1}{r} \left[\sin 2i \Sigma J - \frac{c_2}{c_1} f_1 \xi \right] - \frac{w'}{u} \left[\frac{c_2}{c_1} f_1 + \frac{c_3}{c_1} \Phi y_w \right] &= - \frac{c_2}{c_1} f_1 \beta \\ \frac{1}{r} \left[2 \sin^2 i \Sigma J + \frac{c_2}{c_1} f \xi^2 \right] + \frac{w'}{u} \frac{c_2}{c_1} f \xi &= \frac{c_2}{c_1} f \xi \beta. \end{aligned}$$

In Zahlen erhält man nach Einsetzung der obigen Werte

$$1/r = 0,00361 \beta \quad w'/u = 1,02 \beta \quad \delta \alpha = 0,221 \beta,$$

ein Zustand, der sich vom vorhergehenden nicht wesentlich unterscheidet. Der Abtrieb wird hier etwas größer, sodaß eine kleine Steuerkraft an der Rückseite der Steuer-

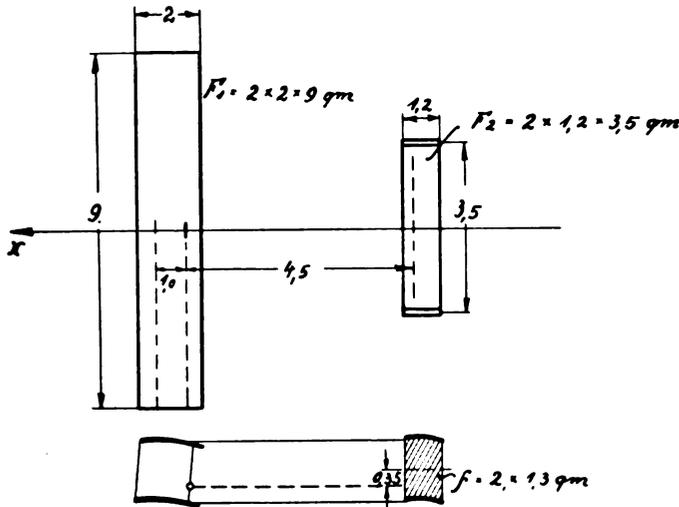


Fig. 5.

fläche entsteht und eine schwache Bahnkrümmung entgegengesetzt der erwarteten erzeugt.

Die Systemneigung ist, wie natürlich, nach dem Krümmungsmittelpunkt hin und etwa doppelt so groß als bei der üblichen Bahnüberhöhung, bei der die Resultante von Schwere und Zentrifugalkraft in die Symmetrieebene des Systems fällt.

Zu dieser Deutung der Ergebnisse erinnere man sich, daß ein Steuerausschlag β positiv bei einer Drehung von der positiven x -Achse nach der positiven z -Achse gerechnet ist, d. h. wenn die Steuerkraft \mathcal{A} im ersten Augenblick jedenfalls im positiven Sinne der z -Achse wirkt. Man hätte also am hinteren Ende des Systems eine positive seitliche Kraft, die die Spitze zunächst nach der negativen Seite der z drehen würde. Trotzdem ergibt die Rechnung einen stationären Zustand mit der Bahnkrümmung nach der positiven z -Achse und einem seitlichen Abtrieb nach dem Krümmungsmittelpunkt zu.

Man kann wohl sagen, daß dieser Zustand höchst unwahrscheinlich ist, die mathematischen Gründe dafür sind natürlich in einer Theorie des stationären Zustandes nicht enthalten, sondern müßten wohl aus der Theorie der kleinen Schwingungen um den stationären Zustand sich ergeben.

Jedenfalls sieht man nicht ein, wie eine Steuerkraft, die im ersten Augenblick eine Bahnkrümmung nach links und einen Abtrieb nach rechts bewirkt, schließlich zu einer Krümmung nach links führen soll.

Wählt man schließlich die Voisinsche Steuerungsanordnung mit großen festen Vertikalfächern vorn, kleineren festen und beweglichen Vertikalfächern hinten, so läßt sich auch so kein stationärer, erwünschter Bewegungszustand erzielen, wie das nachstehende Beispiel 2) zeigt (Fig. 5):

Steuerfläche $f_1 = 0,5$ qm	$\xi_1 = -4,5$ m	$\eta_1 = 0,35$ m
Leitflächen $f_2 = 2,6$	$\xi_2 = -4,5$	$\eta_2 = 0,35$
$f_3 = 7,8$	$\xi_3 = 0,75$	$\eta_3 = 0,35$
$\Sigma f \xi = -8,1$	$f_1 \xi_1 = -2,25$	
$\Sigma f \eta = 3,81$	$f_1 \eta_1 = 0,175$	
$\Sigma f \xi \eta = -2,73$		
$\Sigma f \xi^2 = 67,3$		

Die übrigen Daten wie im vorhergehenden Beispiel.

Aus den Gleichungen ergibt sich dann:

$$1/r = 0,0283 \beta \quad w'/u = 0,547 \beta$$

Die Bemerkungen über das Ergebnis der letzten Aufgabe treffen also auch hier zu. Der Zustand des Abtriebs nach innen und der Schwenkung nach der entgegengesetzten Seite des anfänglichen Steuerdrehmoments ist wieder höchst unwahrscheinlich.

Wenn trotzdem derartig konstruierte Maschinen zu wenden vermögen, so können sie sich also dabei nicht im stationären Gleichgewicht befinden, sondern vielleicht in wenn auch langsamer Schwingung um die Längsachse, da hier die Drehmomente der nach außen wachsenden Tragflächendrucke das betreffende Steuerdrehmoment immer überwiegen. In der Tat stehen auch die sich auf Vertikalfächern beschränkenden Systeme an Wendigkeit gegen die Verwindungssysteme zurück und man beobachtet ein immer weiteres Übergehen der Praktiker zur Flächenverwindung.

Steuerung durch Flächenverwindung.

Die Flächenverwindung ohne Leit- oder Steuerflächen zu betrachten hat keinen Sinn, weil ein System ohne solche Vertikalfächern in der geraden Bahn kein sicheres Gleichgewicht hätte. Deshalb schreiben wir, indem wir noch verlangen, daß der seitliche Abtrieb verschwinde, die Gleichungen $\Sigma M_x) M_y)$ wie folgt:

$$\frac{1}{r} \sin 2i \Sigma S J + \frac{c_2}{c_1} \sum f \eta (\beta - \xi/r) = \cos 2i \Sigma S \delta i$$

$$\frac{1}{r} 2 \sin^2 i \Sigma S J - \frac{c_2}{c_1} \sum f \xi (\beta - \xi/r) = \sin 2i \Sigma S \delta i,$$

woraus bei einer einzigen Steuer- und Leitfläche folgt:

$$\frac{1}{r} = \Sigma S \delta i \frac{\xi \cos 2i + \eta \sin 2i}{\xi \cos i + \eta \sin i} \frac{1}{2 J \sin i}$$

$$f(\beta - \xi/r) = - \Sigma S \delta i \frac{\sin i}{\xi \cos i + \eta \sin i}.$$

Es ist also immer möglich, durch Flächenverwindung mit gleichzeitiger Vertikalfächendrehung eine Seitensteuerung ohne seitlichen Abtrieb zu erzielen und zwar, da der Faktor von $S \delta i$ im Werte für r immer positiv ist, wegen des Überwiegens von $\xi \cos i$ bzw. $\xi \cos 2i$ gegen $\eta \sin i$ bzw. $\eta \sin 2i$ mit der inneren Verwindungsfläche steiler.

Beim zweiten Beispiel möge noch eine der hinteren Tragflächen als Verwindungsfläche ausgestaltet werden, so zwar, daß die linke Hälfte derselben gegen die rechte um den entgegengesetzten Winkel verdreht werden kann. Wir haben dann Beispiel 2a) (Fig. 5):

$$S = \pm \frac{1,2 \cdot 3,5^2}{8} = \pm 1,835 \quad \Sigma S \delta i = 2 S j = 3,67 j$$

$$\xi \cos i + \eta \sin i = -4,5 \cdot 0,99 + 0,35 \cdot 0,14 = -4,41$$

$$\xi \cos 2i + \eta \sin 2i = -4,5 \cdot 0,96 + 0,35 \cdot 0,276 = -4,22$$

$$j = \frac{251,6}{1,835} \frac{0,14 \cdot 4,41}{4,22} \frac{1}{r} = 20,05 \frac{1}{r}.$$

$$\text{Also z. B. für } r = 200 \text{ m } j = 0,1003 = \sim 6^\circ.$$

Für einen Radius von 200 m müßte also die Verwindung schon 6° betragen. Man schließt daraus, daß die statischen Momente S der Verwindungsflächen um die Längsachse nicht groß genug sind.

Die gleichzeitige Steuerverdrehung ergibt sich zu

$$\beta = \xi/r - 2 S j \frac{\sin i}{f(\xi \cos i + \eta \sin i)}$$

$$= -\frac{4,5}{200} + \frac{2 \cdot 1,835 \cdot 0,1 \cdot 0,14}{2,6 \cdot 4,41} = -0,0180 \sim 1^\circ$$

Die Steuerverdrehung wird also ziemlich klein und erfolgt nach der erwarteten Seite hin im entgegengesetzten Sinne der Systemdrehung.

Will man β und j zwangsläufig kuppeln, so ergibt sich

$$\beta = -j \frac{1}{5,55}$$

Die Systemneigung erhält man aus α) zu:

$$\delta \alpha = u^2 \left[\frac{1}{gr} - c_2 f (\beta - \xi/r) \frac{1}{G} \right]$$

und mit einem Gesamtgewicht $G = 450$ kg, $r = 200$ m und $u = 18$ m/sek

$$\delta \alpha = 324 \left[0,00051 - 0,0000052 \right] = 0,164 \sim 9,5^\circ$$

Die ursprünglich senkrechte Systemachse legt sich also fast genau in die Richtung der Resultierenden aus Gewicht und Zentrifugalkraft in die ‚natürliche‘ Systemneigung.

Um kleine Verwindungswinkel zu bekommen, ist es besser, die Haupttragflächen für die Verwindung zu benutzen, wie es die Wrights gezeigt haben. Es wird nicht überflüssig sein, eine solche Steuerart und zwar ungefähr für das Wrightsche System mit hinteren Haupttragflächen und Kopfsteuer nachzurechnen.

Nach nebenstehender Skizze sei Beispiel 3) (Fig. 6):

$$\xi_1 = +3,6 \text{ m} \quad \xi_2 = -4,1 \quad \eta_1 = \eta_2 = 0$$

$$f_1 = 1 \text{ qm} \quad f_2 = 1,8 \text{ qm} \quad \Sigma J = \frac{2 \cdot 12^3 \cdot 2}{12} + \frac{2 \cdot 0,8 \cdot 5^3}{12}$$

$$= 576 + 17 = 593 \text{ m}^4$$

$$\Sigma f \xi = -1,8 \cdot 4,1 + 1 \cdot 3,6 = -3,78$$

$$\Sigma f \xi^2 = 1,8 \cdot 4,1^2 + 1 \cdot 3,6^2 = +43,2$$

$$\Sigma f \xi \eta = 0$$

$$G = 450 \text{ kg.}$$

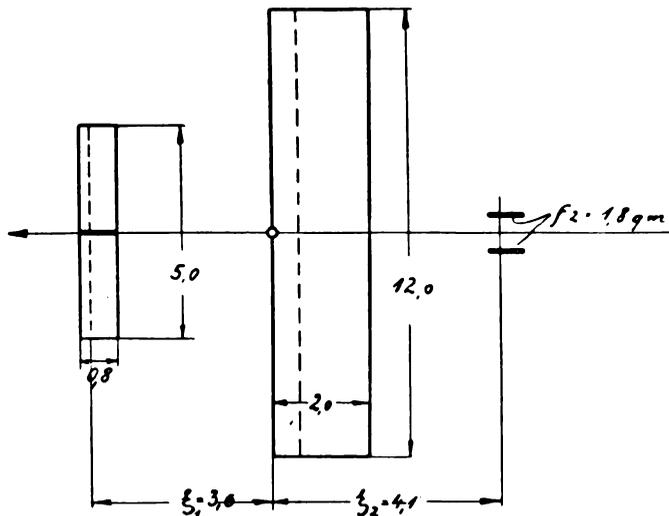


Fig. 6.

Aus der Gleichgewichtsbedingung um die x -Achse ergibt sich, wenn alle Tragflächen denselben Einfallswinkel i haben und wenn ferner nur die Vertikalfläche f_2 gesteuert wird, die Flächenverwindung

$$\Sigma S \delta i = \frac{1}{r} \operatorname{tg} 2 i \Sigma \mathcal{F} = \frac{1}{r} 170,3$$

Aus der Momentengleichung um die y -Achse erhält man dann den Steuerausschlag:

$$\beta = \frac{1}{r} \frac{2 \sin^2 i \Sigma \mathcal{F} + \Sigma f \xi^2}{f \xi} - \Sigma S \delta i \frac{\sin 2 i}{f \xi}$$

$$= -\frac{1}{r} 2,5$$

Aus der Gleichgewichtsbedingung in der x -Achse ermittelt man die Systemneigung zu:

$$\delta \alpha = u^2 \left[\frac{1}{gr} - \frac{c_2}{G} \left(f \beta - \frac{\Sigma f \xi^2}{r} \right) \right]$$

$$= \frac{u^2}{gr} \left[1 + \frac{c_2}{m} (2,5 f + \Sigma f \xi) \right] = \frac{u^2}{gr} (1 + 0,00314)$$

Die Vertikalflächen haben also auch hier fast keinen Einfluß auf die Systemneigung, die also nur von der Zentrifugalkraft abhängt.

Erfolgt die Verwindung allmählich nach S. 117 von $b_0 = \pm 2,5$ m aus, so erhält man den Verwindungswinkel auf die Längeneinheit:

$$j' = \frac{\Sigma S \delta i}{J - b_0 S} = \frac{\Sigma S \delta i}{\frac{1}{3}(12^3 - 5^3) - 28 \cdot 4,25 \cdot 2,5} = \frac{1}{r} \frac{170,3}{237,8}$$

$$= \frac{1}{r} 0,716$$

und die Kupplung zwischen Verbindung und Seitensteuer

$$j' = -\beta \cdot 0,2865$$

Die Güte dieser Steuerung zeigt sich in der bei den üblichen Radien geringen Größe der Steuerausschläge β u. j' .

Um das Drehmoment der Verwindungsflächen um die Vertikalachse zu vermeiden, ist der Vorschlag, die Verwindungsflächen im ungestörten Zustand drucklos, d. h. mit i bzw. $i + \epsilon = 0$, anzuordnen, von manchen Erbauern verwirklicht worden. Auf diese Weise erreicht man, daß die vertikalen Steuerflächen allein ein Drehmoment um die Vertikale erzeugen, während die Verwindungsflächen nur ein zu starkes Anheben der äußeren Flügelspitzen in der Kurve durch Ausübung eines reinen Drehmoments um die Längsachse verhindern.

Deswegen sind solche drehbaren Tragflächenteile in Nullstellung auch zweckmäßig, um reine stabilisierende Drehmomente um die Längsachse auszuüben, ohne daß man zur Ausgleichung, d. h. zur Vernichtung eines unerwünschten Drehmoments um die Vertikale einen Steuerausschlag anwenden müßte wie bei Wright. Natürlich stellen solche nicht tragenden Flügelteile eine zusätzliche Belastung und Widerstandsvermehrung des Systems dar. Weiter unten wird übrigens auch gezeigt, daß diese Nullflächen nur bei Horizontalstellung des Systems eine so reine Wirkung ausüben.

Wir wollen auch diese Anordnung nachrechnen, aber, um das Wesentliche möglichst gut herauszuschälen, nur eine Steuer- und Leitfläche f in Schwerpunkthöhe, d. h. mit $\eta = 0$, annehmen und den seitlichen Abtrieb w' zum Verschwinden bringen. Die Gleichgewichtsbedingungen $\alpha) M_x) M_y)$ werden dann:

$$\delta \alpha = \frac{u^2}{gr} \left(1 - c_2 \frac{r}{m} f (\beta - \xi/r) \right)$$

$$2 S j = \frac{1}{r} \frac{2 \sin(i + \epsilon) \cos i \Sigma J}{\cos(2i + \epsilon)}$$

$$\frac{c_2}{c_1} f \xi (\beta - \xi/r) = \frac{1}{r} 2 \sin(i + \epsilon) \sin i \Sigma J - 2 S j \sin(2i + \epsilon).$$

Aus der zweiten Gleichung ergibt sich sofort die Krümmung aus dem Verwindungswinkel.

Aus der dritten sodann das Übersetzungsverhältnis zwischen Steuerwinkel β und Verwindungswinkel j .

Aus der ersten die Systemneigung.

Steuerung durch Tragflächenverdrehung um die Längsachse.

In den Gleichgewichtsbedingungen ist eine Verdrehung der Tragflächen um die Längsachse des Systems durch die Glieder $\frac{1}{2} \sin 2i F y_0 \alpha_0$ und $-\frac{1}{2} \sin 2i F x \alpha_0$ berücksichtigt. Zunächst zeigen sie, daß eine entgegengesetzte Drehung symmetrisch liegender Tragflächenteile den Beitrag 0 liefert.

Eine schwach V-förmige Neigung der Tragflächen hat also bei größeren Krümmungsradien keinen mit der Wirkung der Steuerorgane vergleichbaren Einfluß auf die Steuereigenschaften.

Dagegen wäre eine Steuerung durch Verdrehung einer ganzen Tragfläche an sich möglich, bei numerischer Betrachtung sieht man jedoch, daß wegen der Kleinheit der Ordinaten η und γ sehr große Verdrehungswinkel α_0 nötig sein würden. Diese Art der Steuerung muß also als praktisch unbrauchbar bezeichnet werden.

Steuerung durch seitliche Schwerpunkts- oder Tragflächenverschiebung.

Obgleich ein System ohne Vertikalflächen aus anderen Rücksichten nicht brauchbar ist, möge doch zunächst ein solches unter dem Einfluß von Seitenverschiebungen ζ der Tragflächen gegen den Schwerpunkt betrachtet werden. Die Gleichgewichtsbedingungen nehmen die einfache Form an:

$$\begin{aligned} \frac{G \delta \alpha}{c_1 u^2} &= \frac{m}{c_1 r} + \frac{w'}{u} \frac{c_3}{c_1} \Phi \\ 0 &= \sum \sin i \cos i \left(\frac{2J}{r} - F \zeta \right) - \frac{c_3}{c_1} \Phi \frac{w'}{u} y_w \\ 0 &= \sum \sin^2 i \left(\frac{2J}{r} - F \zeta \right). \end{aligned}$$

Bei gleichen Einfallswinkeln i aller Tragflächen zeigen diese Gleichungen sofort, daß Gleichgewicht eintritt, wenn

$$\frac{1}{r} = \Sigma \frac{F \zeta}{2J} \quad w' = 0 \quad \delta \alpha = \frac{u^2}{g r}.$$

Man hätte also eine vollkommene Kurvensteuerung, wenn nicht ein System ohne Leitflächen f instabil wäre.

Die Seitenverschiebung würde auch nicht zu groß sein, denn man erhielte bei dem ersten Beispiel mit $\Sigma F = 45 \text{ qm}$ $\Sigma 2J = 503,2 \text{ m}^4$ Beispiel 1a (Fig. 5):

$$\zeta = \frac{503,2}{45} \frac{1}{r} = 11,2 \frac{1}{r},$$

also bei $r = 200 \text{ m}$ eine Schwerpunktsverschiebung $\zeta = 5,6 \text{ cm}$ nach der Innenseite der Kurve.

Mit einer Leitfläche f und dem schädlichen Widerstand in Schwerpunkthöhe ($y_w = 0$, $\eta = 0$) verändert sich das Bild etwas, nämlich:

$$0 = \sin i \cos i \sum \left(\frac{2J}{r} - F \zeta \right)$$

$$0 = \sin^2 i \sum \left(\frac{2J}{r} - F \zeta + f \xi (\xi/r + w'/u) \right)$$

$$\frac{G \delta \alpha}{c_1 u^2} = \frac{m}{c_1 r} + \frac{w'}{u} \frac{c_3}{c_1} \Phi + \frac{c_2}{c_1} f \left(\frac{w'}{u} + \frac{\xi}{r} \right)$$

mit dem Ergebnis

$$\frac{1}{r} = \sum \frac{F \zeta}{2J} \quad \frac{w'}{u} = - \frac{\xi}{r} = - \xi \sum \frac{F \zeta}{2J}$$

$$\frac{G \delta \alpha}{c_1 u^2} = \frac{1}{r} \left[\frac{m}{c_1} - \xi \frac{c_3}{c_1} \Phi \right].$$

Auf die Bahnkrümmung wirkt die Vertikalfläche also nicht, während der seitliche Abtrieb sich so ergibt, daß die Leitfläche sich gerade in die Luftströmung einstellt und die Systemneigung bei hinten befindlicher Leitfläche (negatives ξ) etwas größer als die natürliche wird.

Richtet man die Vertikalfläche steuerbar ein, so läßt sich erreichen, daß der Abtrieb $w' = 0$ wird. Die Gleichungen lauten dann:

$$0 = \sin i \cos i \sum \left(\frac{2J}{r} - F \zeta \right)$$

$$0 = \sin^2 i \sum \left(\frac{2J}{r} - F \zeta \right) - \frac{c_2}{c_1} f \xi (\beta - \xi/r)$$

$$\frac{G \delta \alpha}{c_1 u^2} = \frac{m}{c_1 r} - \frac{c_2}{c_1} f (\beta - \xi/r).$$

Falls die Nennerdeterminante der beiden ersten Gleichungen nicht verschwindet, was, wie früher gezeigt, praktisch niemals eintritt, können wir schließen:

$$\frac{1}{r} = \sum \frac{F \zeta}{2J} = \frac{\beta}{\xi}$$

$$\frac{G \delta \alpha}{c_1 u^2} = \frac{m}{c_1 r}.$$

Die Abhängigkeit zwischen Radius und Flächenverschiebung bleibt also dieselbe, die Steuerfläche stellt sich wiederum in den Luftstrom ein, die Systemneigung wird gleich der natürlichen, und zwischen Seitenverschiebung ζ und dem Steuerwinkel β kann eine durch die erste Gleichung angegebene zwangläufige Verbindung eingerichtet werden. Mit den früheren Zahlen (Beispiel 1a) berechnet man:

$$\beta = \zeta \cdot \frac{-4,5 \cdot 45}{503,2} = - \zeta 0,402,$$

wo ζ in Metern anzugeben ist.

Die Ausübung von Drehmomenten um die Längsachse (x) mit Hilfe der Steuerorgane.

Es ist wünschenswert, die Steuerorgane außer zum Kurvenfahren auch zur Ausübung von aufrichtenden Drehmomenten um die Längsachse ohne Entstehung von anderen störenden Kräften zu verwenden.

Die ersten waren wohl W. und O. Wright, die durch Kombination von Tragflächenverwindung und Seitensteuerung solche reinen Drehmomente um die Längsachse ausübten. Die Gleichgewichtsbedingungen geben auch hier die Auskunft über die verschiedenen Anordnungsmöglichkeiten und den numerischen Zusammenhang.

Zunächst zeigen sich für die Verwindung die folgenden Abhängigkeiten:

Damit keine Seitenkraft (z) und kein Drehmoment um die vertikale Schwerachse (y) auftritt, muß nach den Gleichgewichtsbedingungen unter Nullsetzen von $\frac{I}{r}$, wenn in dem betrachteten Augenblick die Systemneigung $\delta\alpha$ gleich Null ist, gelten:

$$0 = c_3 \Phi \frac{w'}{u} - c_2 \sum f \left(\beta - \frac{w'}{u} \right)$$

$$0 = \sum c_1 \sin 2i S \delta i + \sum c_2 f \xi \left(\beta - \frac{w'}{u} \right)$$

oder wenn wir nur eine steuerbare Leitfläche und eine verwendene Tragfläche annehmen

$$\frac{w'}{u} = \beta \frac{c_2 f}{c_3 \Phi + c_2 \sum f}$$

$$\sum S \delta i = \frac{c_2 \beta}{c_1 \sin 2i} \left[\sum f \xi \frac{c_2 f}{c_3 \Phi + c_2 \sum f} - f \xi \right]$$

Die erste Gl. gibt den mit der Stabilisierung um die Längsachse notwendig verbundenen seitlichen Abtrieb an, der einen gewissen Nachteil dieser Methode bedeutet. Aus der zweiten Gleichung erkennt man die für ein nur um die Längsachse erzeugtes Drehmoment erforderliche Koppelung zwischen Verwindungswinkel und Vertikalflächensteuerwinkel, wie sie W. und O. Wright anwenden.

Das Beispiel (Fig. 6) des Wrightschen Systems ergibt die folgenden Zahlenwerte; wenn wir noch einführen $c_3 \Phi = 0,12$

$$\frac{w'}{u} = \beta \frac{0,2 \cdot 1,8}{0,12 + 0,2 \cdot 2,8} = \beta \cdot 0,53$$

$$\sum S \delta i = \beta \frac{-3,78 \cdot 0,53 + 1,8 \cdot 4,1}{0,276} = \beta \cdot 19,45.$$

Das Drehmoment um die Längsachse, das auf diese Weise erzeugt wird, hat den Wert

$$M_x = u^2 \left[\sum -c_1 S \cos 2i \delta i + c_2 f \eta \left(\beta - \frac{w'}{u} \right) - c_3 \Phi \frac{w'}{u} y_w \right]$$

und mit $\eta = y_w = 0$

$$M_x = -u^2 \sum S \delta i \cos 2i c_1,$$

was mit den obigen Zahlenwerten und $u = 16$ m/sec ergibt:

$$M_x = -256 \cdot 0,2 \cdot 0,96 \sum S \delta i = 11680 j'.$$

Man erkennt aus diesen Zahlen, daß die Wrightsche Verwindung ein sehr wirksames Mittel zur Erzeugung oder Vernichtung von Drehmomenten vorstellt. Bemerkenswert ist ferner, daß die Kupplung zwischen Verwindung und Seitensteuerung für die Erzeugung einer Bahnkrümmung im entgegengesetzten Sinne erfolgen muß, wie für die Stabilisierung um die Längsachse.

Im ersten Fall hatten wir S. 120, Beispiel 3 (Fig. 6)

$$j' = -\beta 0,2865.$$

Im zweiten Fall

$$j' = +\beta \frac{19,45}{237,8} = +\beta 0,082.$$

Bei der Querstabilisierung muß also das Seitensteuer im Verhältnis zur Verwindung erheblich stärker ausschlagen als beim Kurvenfahren.

Wie schon auseinandergesetzt, können reine Drehmomente um die Längsachse theoretisch am einwandfreiesten mit Verwindungsflächen, die im ungestörten Zustand den Stellungswinkel Null haben, ausgeübt werden. Der numerische Zusammenhang erhellt, wenn

wir in den letzten obigen Gleichungen $\sin i = 0$ setzen. Wir erhalten dann:

$$w' = 0 \quad \beta = 0 \quad M_x = u^2 c_1 \sum S \delta i.$$

Bemerkenswert und wider Erwarten ist aber, daß man eines Steuerausschlags β und eines seitlichen Abtriebs w' auch hier bedarf, wenn man das System aus einer geneigten Lage $\delta\alpha$ aufrichten will, nämlich

$$\beta - \frac{w'}{u} = 0 \quad \frac{w'}{u} = \frac{G \delta\alpha}{c_3 \Phi u^2}$$

$$M_x = u^2 \left[\sum -c_1 S \delta i - \frac{G \delta\alpha}{u^2} y_w \right]$$

Das ausübende Drehmoment um die Längsachse wird also durch eine hohe Lage y_w des Mittelpunktes des schädlichen Widerstandes über dem Schwerpunkt vergrößert und der erforderliche Steuerausschlag β muß dann proportional zur Systemneigung erfolgen.

Richtet man es so ein, dann regelt sich der seitliche Abtrieb so, daß der resultierende Luftstrom in die Steuerfläche fällt.

Man bedarf also, um eine Systemneigung $\delta\alpha$ aufzuheben, auch dann eines Ausgleichers in Gestalt eines Seitensteuers, wenn die Verwindungsflächen vom Winkel Null aus arbeiten. Nur dann, wenn ein stabilisierendes Drehmoment um die Längsachse bei Horizontal-lage ($\delta\alpha = 0$) ausgeübt werden soll, ist ein ausgleichender Steuerausschlag unnötig.

Auch durch Flächenverdrehung α_0 um die Längsachse läßt sich eine theoretisch einwandfreie Stabilisierung um diese Achse erzielen; nur ist die Wirkung mit praktisch ausführbaren Abmessungen sehr viel schwächer als die der Wrightschen Verwindung. Ordnen wir z. B. eine Verdrehungsfläche senkrecht über dem Schwerpunkt ($x=0$) an, so können wir erreichen, daß:

$$w' = 0 \quad \beta = 0 \quad M_x = c_1 u^2 \sin(i + \epsilon) \cos i F y_0 \alpha_0$$

wird. Man hätte also den Vorteil, keinen seitlichen Abtrieb zu erzeugen und keiner Seitensteuerung zu bedürfen, aber der Faktor von α_0 in M_x wird immer sehr viel kleiner sein als derjenige von j bei einer gut angeordneten Flächenverwindung, und dadurch scheint das Verfahren der Flächenschwenkung um eine Parallele zur Längsachse keinen Wert zu besitzen.

Auch die Anordnung von Vertikalflächen mit senkrechter, durch den Schwerpunkt gehender Drehachse ist für die Stabilisierung vorgeschlagen worden und ließe sich unschwer nach unseren Gleichungen rechnen. Die Hebelarme solcher, übrigens konstruktiv recht hinderlicher Flächen können aber naturgemäß nur klein, und ihre Wirkung deswegen nur gering sein.

Auch die Anordnung von Vertikalflächen mit senkrechter durch den Schwerpunkt gehender Drehachse ist für die Stabilisierung vorgeschlagen worden und ließe sich unschwer aus den Gleichgewichtsbedingungen nachrechnen. Die Hebelarme solcher, übrigens konstruktiv recht hinderlicher Flächen können aber naturgemäß nur klein und ihre Wirkung deswegen nur gering sein.

Schließlich ist noch die Querstabilisierung durch seitliche Schwerpunkts- oder Tragflächenverschiebung kombiniert mit Seitensteuerdrehung zu betrachten. Damit keine Seitenkraft (z) und kein Drehmoment um die Vertikalachse entsteht, sind die folgenden beiden Bedingungen nach den Gleichgewichtsbedingungen zu erfüllen.

$$\frac{G \delta\alpha}{u^2} = \frac{w'}{u} c_3 \Phi - \sum c_2 f \left(\beta - \frac{w'}{u} \right)$$

$$0 = \sum -c_1 \sin(i + \epsilon) \sin i F \xi - c_2 f \xi \left(\beta - \frac{w'}{u} \right),$$

und das Drehmoment der Querstabilisierung wird:

$$M_x = u^2 \left[\sum -c_1 \sin(i + \epsilon) \cos i F \zeta + c_2 f v_i \left(\beta - \frac{w'}{u} \right) - c_3 \Phi y_w \frac{w'}{u} \right].$$

Es folgt daraus, wenn z. B. nur eine steuerbare Leitfläche f in Schwerpunktshöhe vorhanden ist und der resultierende schädliche Widerstand ebenfalls in Schwerpunktshöhe wirkt, wenn ferner ϵ und $\delta\alpha = 0$ angenommen werden:

$$c_3 \Phi \frac{w'}{u} = -c_1 F \zeta \frac{\sin^2 i}{\xi}$$

$$\beta = -c_1 F \zeta \frac{\sin^2 i}{\xi} \left[\frac{1}{c_3 \Phi} + \frac{1}{c_2 f} \right].$$

Auch hier ist ein seitlicher Abtrieb in den Kauf zu nehmen und zwischen Steuerausschlag β und Seitenverschiebung ζ die obige Beziehung mechanisch zu verwirklichen, die allerdings in bezug auf das Vorzeichen derjenigen für die Kurvenfahrt entgegengesetzt ist.

Der Vergleich mit dem früheren entsprechenden Zahlenbeispiel 1a) (Fig. 5) zeigt das folgende Ergebnis:

$$\beta = \zeta \frac{0,2 \cdot 45 \cdot 0,14^2}{4,5} \left[\frac{1}{0,12} + \frac{1}{0,2 \cdot 2,6} \right] = \zeta 0,401$$

während bei Kurvenfahrt galt:

$$\beta = -\zeta \cdot 0,402.$$

Der seitliche Abtrieb wird dann zahlenmäßig

$$\frac{w'}{u} = \zeta \cdot 0,327.$$

Das Drehmoment um die Längsachse erhält den Wert:

$$M_x = -G \zeta.$$

Also z. B. bei der praktisch noch ziemlich gut ausführbaren Verschiebung $\zeta = 0,05$ m $M_x = -22,5$ kg, ein Betrag, der zwar die Wirkung der Verwindung nicht erreicht, aber diejenige der Verdrehung erheblich übertrifft.

Auch andere Kombinationen der verschiedenen möglichen Flächenbewegungen, z. B. der Bazinsche Vorschlag, die Tragflächenhälften in der Horizontalebene zu schwenken¹⁾, ließen sich noch nachrechnen, würden aber sehr große Steuerbewegungen erfordern.

Fassen wir noch einmal ganz kurz zusammen. Es hat sich qualitativ gezeigt, daß zwei Arten der Seitensteuerung sowohl als der Querstabilisierung empfehlenswert sind, nämlich die Kupplung einer Vertikalflächen-schwenkung entweder mit Flächenverwindung oder mit Seitenverschiebung, daß jedoch eine zwangsläufige Kupplung deswegen nicht angebracht ist, weil die Kurvenfahrt die entgegengesetzte kinematische Abhängigkeit verlangt, als die Querstabilisierung.²⁾

Quantitativ haben sich einfache Beziehungen zwischen Bahnkrümmung, Seitenabtrieb und Systemneigung angeben lassen, die gezeigt haben, daß es darauf ankommt, Anordnungen mit kleinen Winkeländerungen d. h. mit großen Flächen und Hebelarmen zu finden, und daß in dieser Beziehung die Wrightsche Steuerung sehr günstig arbeitet.

Daneben ergab sich, daß bei einem in gerader Fahrt stabilen Apparat und bei einem im Verhältnis zu den

¹⁾ Aéroophile, Février 1910.

²⁾ Es läßt sich allerdings eine einfache Kopplung zweier zweifach beweglicher Getriebe angeben, die am Seitensteuerhebel die eine Abhängigkeit, am Verwindungs- oder Seitenverschiebungshebel die andere Abhängigkeit automatisch einschaltet.

Systemabmessungen großen Krümmungshalbmesser nur Schub-, Geschwindigkeits- und Winkeländerungen von höherer Ordnung der Kleinheit auftreten können, so daß also die Rücksichten darauf die Zweckmäßigkeit eines Steuermechanismus zunnächst nicht beeinflussen.

Immerhin wird eine spätere quantitative Untersuchung der kleinen Glieder höherer Ordnung, für die in dieser Arbeit ja die Ansätze vorhanden sind, von Nutzen sein.

Experimente zur Nachprüfung der Ergebnisse wären sehr wünschenswert und etwa auf einem erschütterungsfreien und keine Luftströmung erzeugenden Dynamometerwagen oder durch Rotation eines Modells in einem homogenen Luftstrom anzustellen.

Meßversuche beim Fahren mit Flugmaschinen selbst ließen sich wohl nur im Groben anstellen. Die bisherigen Erfahrungen anderer und eigene Beobachtungen über die Wirkung der verschiedenen Steuerorgane entsprechen gut der hier gegebenen Theorie.

Herrn Ph. Furtwängler, Aachen, möchte ich an dieser Stelle für seine Durchsicht eines großen Teils der Ansätze zu den Gleichgewichtsbedingungen meinen besten Dank aussprechen.

Aachen, Januar 1910.

Ausstellungsberichte.

Die Internationale Motorboot- und Motorenausstellung in Berlin.

(Fortsetzung aus Heft 7. Mit Tafel VII.)

Luftschiffmotoren und Flugmotoren.

Die Neue Automobil-Gesellschaft baut die Luftschiffmotoren für die Parseval-Luftschiffe und stellte einen solchen Motor neuesten Typs auf ihrem Stande aus. Der N.A.G.-Luftschiffmotor hat sechs in einer Reihe angeordnete Zylinder. Die Bohrung beträgt 150 mm, der Hub 130 mm. Bei 1500 Touren leistet der Motor 120 PS. Der Massenausgleich dieses Motors ist ein sehr guter; die freien Kräfte und Momente heben sich auf und die Zündabstände sind stets gleich (120°), daher läuft der Motor ohne Erschütterung. Ein Schwungrad ist nicht absolut notwendig, doch ist der Motor mit einem kleinen Schwungrad aus Stahlguß von 600 mm Durchmesser ausgerüstet (Fig. 5 und Fig. 1—4, Taf. VII).

Beachtenswert ist die Konstruktion der Zylinder; dieselben sind aus drei Hauptteilen zusammengesetzt, dem eigentlichen Zylinder, welcher eine aus dem Vollen gedrehte Stahlbüchse darstellt. Auf diese Stahlbüchse wird der Zylinderkopf aus Gußeisen aufgeschraubt, wobei die Abdichtung durch einen Kupferferring erfolgt. Der Kühlmantel besteht aus einem Kupferrohr, das oben mit dem gußeisernen Zylinderkopf, unten mit einem Flansch an den Stahlzylinder durch Verschrauben und Verstemmen verbunden ist. Beide Ventile sind stehend im Zylinderkopf angeordnet, so daß der Explosionsraum eine günstige, fast halbkugelförmige Gestalt erhält. Die Zylinder sind desachial versetzt, wodurch es möglich wird, die Pleuelstangen zu verkürzen, ohne daß der schädliche Seitendruck zwischen Kolben und Zylinder vermehrt wird.

Die Ventile werden beide gesteuert, und zwar durch je einen Kipphebel. Führung und Sitz für das Auslaßventil bilden ein Stück mit dem Zylinderkopf. Dadurch wird erreicht, daß dieser Ventil Sitz und die Führung direkt vom Kühlwasser umspült ist und so eine starke Erhitzung des Ventils vermieden wird. Das Einlaßventil dagegen hat einen eingeschraubten Ventilsitz, der mit der Führung ein Stück bildet und mittels einer Ringmutter in den Zylinderkopf eingepreßt wird. Das Einlaßventil läßt sich daher leicht auswechseln und nachsehen. Die Bohrung für den Ventilkorb im Zylinderkopf ist so groß, daß durch dieselbe das Auslaßventil leicht eingeführt werden kann, um ohne Abnehmen des Zylinders das Auslaßventil auswechseln zu können.

Das Kurbelgehäuse ist in der durch die Wellenmitte hindurchgehenden wagerechten Ebene geteilt und aus Alu-

minium gegossen. Das Oberteil des Gehäuses liegt mit gehobelten Flächen auf beiden Seiten der ganzen Länge nach auf dem Fundament auf und enthält sieben Lager für die Kurbelwelle; nur die Deckel der beiden Endlager bilden mit dem Unterteil des Gehäuses ein Stück, die übrigen Lager haben getrennte Lagerdeckel. Auf der Auspuffseite des Kurbelgehäuses sind Handlöcher angebracht, die durch einen einfachen Bügel verschlossen gehalten werden. Eine besondere parallel zur Kurbelwelle verlaufende Ausbuchtung des Gehäuses dient zur Aufnahme der Steuerwelle. Zum Entlüften der Kurbelkammer sind drei Öffnungen vorhanden.

Die Kurbelwelle ist zwischen jedem Pleuellager gelagert, so daß sie sieben mit Weißmetall ausgegossene Gleitlager besitzt. Die sechs Kurbellager sind von der Mitte aus symmetrisch angeordnet und um je 120° gegeneinander versetzt. Die Welle ist aus Chromnickelstahl hergestellt und zum Zwecke der Gewichtsersparnis, wie bei Luftschiffmotoren üblich, ausgebohrt.

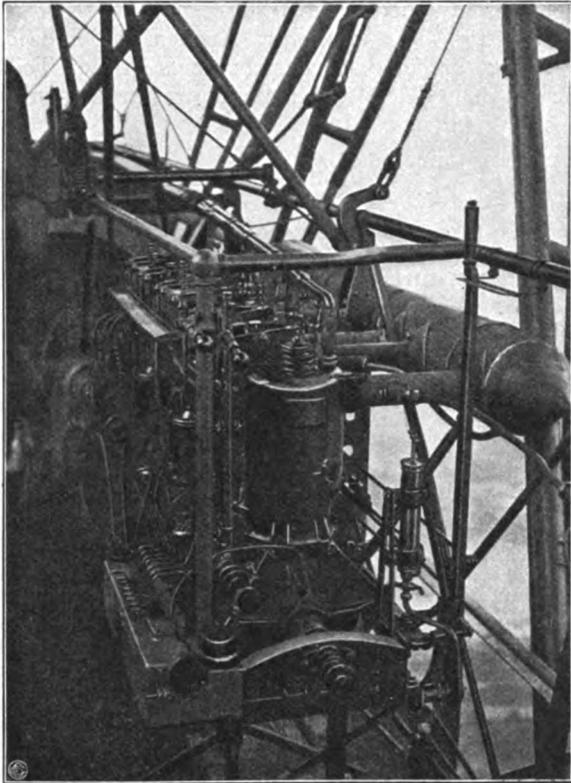


Fig. 5.

N.A.G.-Luftschiffmotor in der Gondel des Luftschiffes P III.

Die Nockenwelle bildet mit den Steuernocken ein Stück und ist in Kugellagern gelagert, ebenso eine zweite Welle, durch welche die Wasserpumpe und der Magnetapparat angetrieben wird, und zwar von der Steuerwelle aus im Übersetzungsverhältnis 2 : 3. Um den Magnetapparat leicht auswechseln zu können, ist die Welle zum Antrieb desselben mit der Pumpenwelle durch eine leicht lösbare Kupplung verbunden.

Je zwei benachbarte Zylinder werden durch einen Vergaser gespeist; es sind demnach im ganzen drei Vergaser vorhanden.

Beachtenswert ist noch die Konstruktion des Kurbelgehäuses. Das Oberteil dieses Aluminiumgehäuses ist beiderseits mit Konsolen versehen zur Befestigung auf dem Motorrahmen in der Gondel. Die Lagerdeckel für die mittleren fünf Lager der Kurbelwelle sind nicht mit dem Unterteil des Gehäuses verbunden, sie werden jeder besonders angeschraubt. Nur die beiden Endlager bilden ein Stück mit dem Unterteil des Kurbelgehäuses. Man kann demnach dieses Unterteil abnehmen, ohne den Motor vom Motorrahmen demontieren zu müssen, wobei die Kurbelwelle mit dem Motor selbst in Verbindung bleibt. Durch eine große Anzahl Querrippen ist das Unterteil des Gehäuses versteift

und durch innere Querrippen in fünf Kammern geteilt, welche jede unten einen Ölfluß hat. Die Schmierung erfolgt durch eine Ölpumpe, welche von der Kurbelwelle mittels Schnecke und Schneckenrad angetrieben wird. Diese Ölpumpe enthält so viel Kolben, als Zylinder vorhanden sind.

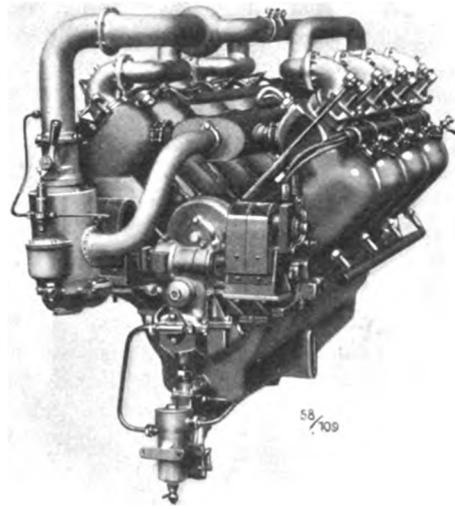


Fig. 6. Körting-Luftschiffmotor.

Dadurch ist die Sicherheit vorhanden, daß jeder Kolben bzw. Zylinder die gleiche Menge Öl erhält.

Die N.A.G. garantiert für ihre Luftschiffmotoren einen Brennstoffverbrauch von höchstens 250 g pro PS/Std., was man als sehr günstig bezeichnen muß. Das Gewicht des Motors beträgt einschließlich Vergaser, Wasser- und Ölpumpe, Schwungrad, allen Rohrleitungen und dem Auspufftopf ca. 350 kg, was ein Gewicht von etwa 3 kg pro PS ergibt.

Die deutschen Militärluftschiffe »M I«, »M II« und »M III« sind bekanntlich mit Körting-Motoren ausgerüstet. Diese Motoren haben acht in zwei Reihen um 90° gegeneinander geneigte Zylinder; die Kolben von je zwei gegenüberliegenden Zylindern arbeiten auf einen gemeinsamen Kurbelzapfen. Die Zylinder sind aus einem Spezialgußeisen angefertigt, dessen

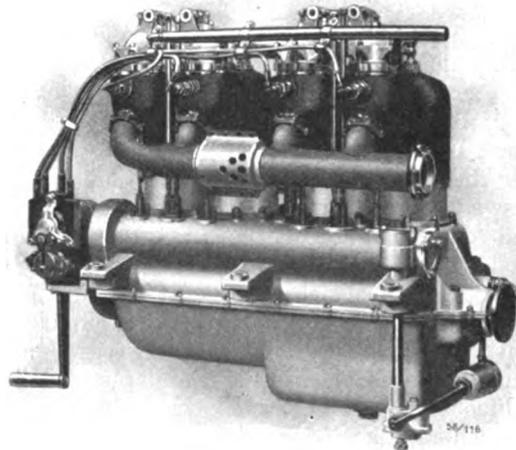


Fig. 7. Körting-Flugmotor.

Festigkeitszahlen denjenigen von Stahl sehr nahe kommen. Um die Wandstärken auf ein Minimum herabzuziehen, sind die Zylinder innen und außen fast ganz bearbeitet. Die Kühlmäntel aus Kupfer sind um den fertigen Zylinder herumgelegt (Fig. 6 und Fig. 5—7, Taf. VII).

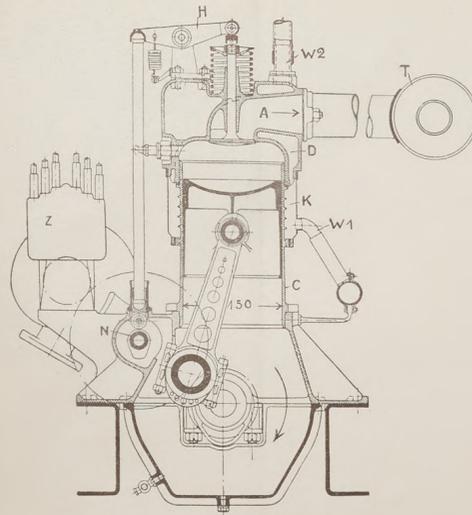


Fig. 1

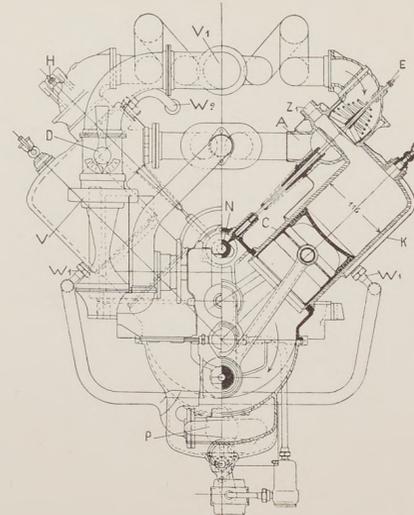


Fig. 5.

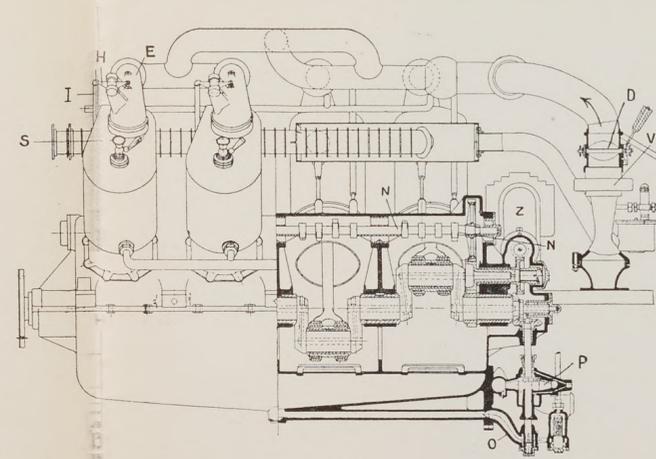


Fig. 6.

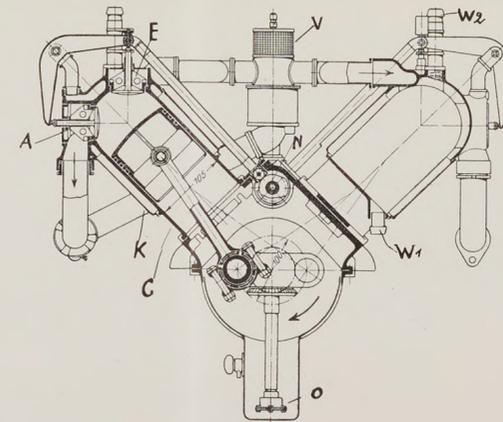


Fig. 10.

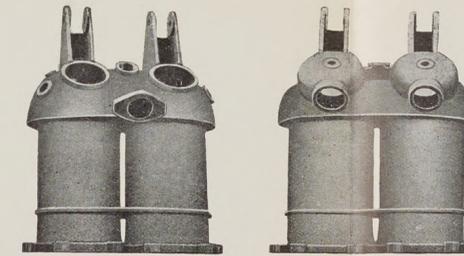


Fig. 11 und 12.

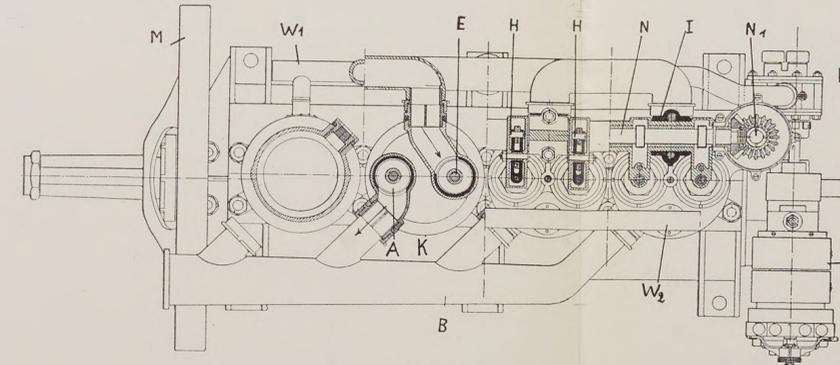


Fig. 15.

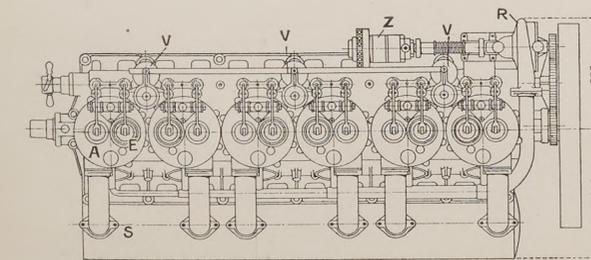


Fig. 2.

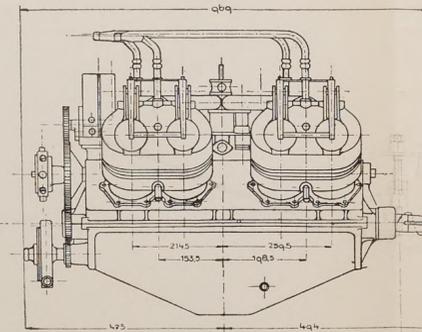


Fig. 8.

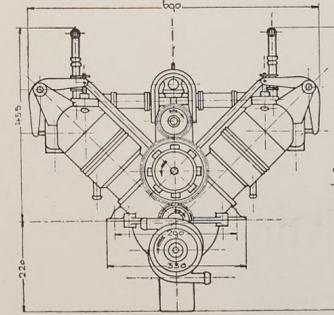


Fig. 9.

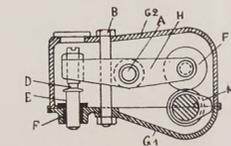


Fig. 16.

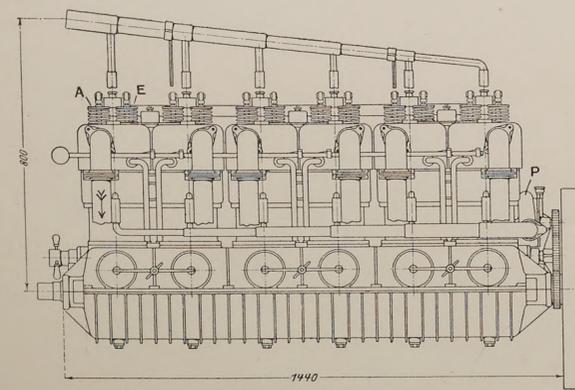


Fig. 3.

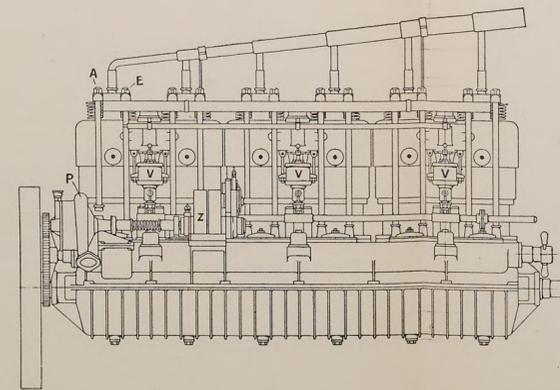


Fig. 4.

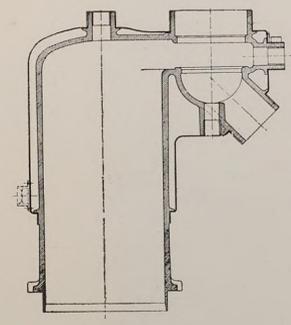


Fig. 7.

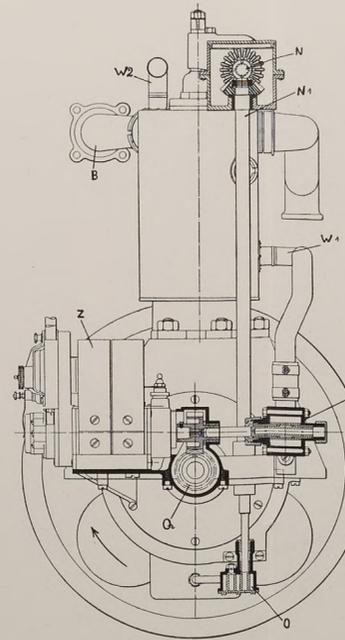


Fig. 13.

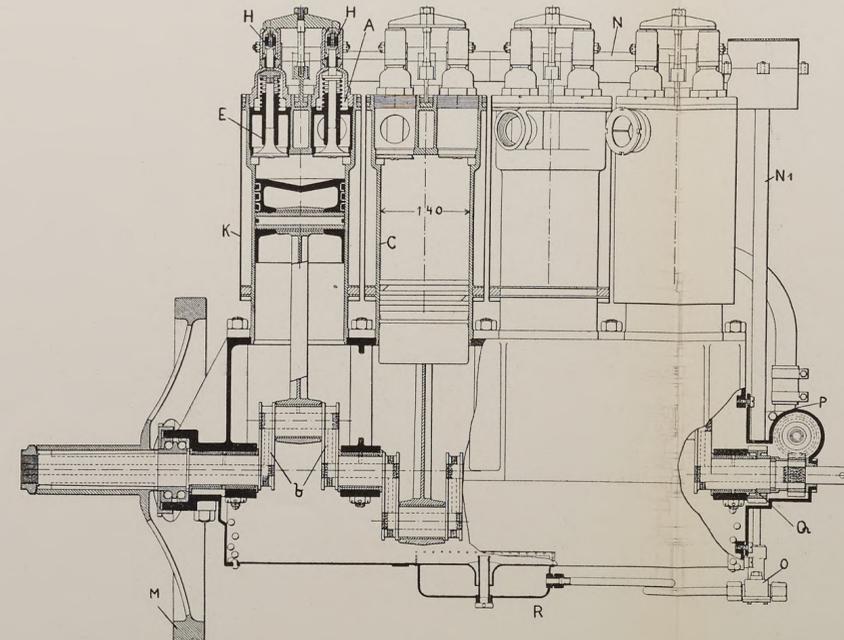


Fig. 14.

- Fig. 1. Schnitt durch den N.A.G.-Luftschiffmotor.
- Fig. 2. Ansicht des N.A.G.-Motors von oben.
- Fig. 3. Ansicht des N.A.G.-Motors von der Auspuffseite.
- Fig. 4. Ansicht von der Vergaserseite. *A* Auspuffventil, *E* Einlaßventil, *H* Ventilhebel, *N* Steuerwelle, *C* Zylinder, *D* Ventilkammer, *K* Kühlmantel, *W₁* Wassereinlaß, *W₂* Wasserauslaß, *V* Vergaser, *P* Wasserpumpe, *Z* Zündapparat, *T* Auspufftopf.
- Fig. 5. Schnitt durch den Körting-Luftschiffmotor. *A* Auspuffventil, *E* Einlaßventil, *N* Steuerwelle, *H* Ventilhebel, *C* Zylinder, *K* Kühlmantel, *W₁* Wassereinlaß, *W₂* Wasserauslaß, *V* Vergaser, *D* Drosselklappe, *V₁* Verteilungsröhre für das Gasgemisch, *P* Wasserpumpe, *O* Ölpumpe, *Z* Zündapparat, *Z₁* Zündkerze.
- Fig. 6. Seitenansicht bzw. Längsschnitt des Körting-Luftschiffmotors.
- Fig. 7. Schnitt durch den Zylinder des Körting-Motors.
- Fig. 8. Flugmotor von Rumpler, Seitenansicht.
- Fig. 9. Flugmotor von Rumpler, von vorn.
- Fig. 10. Schnitt durch den Flugmotor von Rumpler. *A* Auslaß, *E* Einlaßventil, *C* Zylinder, *K* Kühlmantel, *W₁* Wassereinlaß, *W₂* Wasserauslaß, *N* Steuerwelle, *V* Vergaser, *O* Ölpumpe.
- Fig. 11 und 12. Ansicht der Zylinder ohne Kühlmantel des Flugmotors von Rumpler. Auspuffseite und Vergaserseite.
- Fig. 13. Green-Flugmotor von vorn gesehen.
- Fig. 14. Green-Flugmotor. Seitenansicht bzw. Längsschnitt.
- Fig. 15. Green-Flugmotor von oben gesehen mit Schnitt durch Zylinder, Ventile und Steuerung. *A* Auslaß, *E* Einlaßventil, *C* Zylinder, *K* Kühlmantel, *N* Steuerwelle, *I* Lagerbock für das Gehäuse der Steuerwelle, *H* Kipphebel, *N₁* vertikale Welle zum Antrieb der Steuerwelle, *W₁* Wassereinlaß, *W₂* Wasserauslaß, *P* Wasserpumpe, *Q* Schraubenräder zum Antrieb der Wasserpumpe *P* und des Zündapparates *Z*, *O* Ölpumpe, *R* Ölbehälter unter dem Motorgehäuse, *M* Schwungrad, *B* Auspuffrohr.
- Fig. 16. Schnitt durch das Gehäuse für jeden Steuerhebel am Green-Motor. *G₁* Gehäuseoberteil, *G₂* Gehäuseunterteil, *N* Nocken, *F* Rolle am Kipphebel *H*, *A* Achse für denselben, *D* mit Gewinde einstellbarer Druckstift mit Kontermutter in Kipphebel *H*, *E* Ventilstößel, geführt in Buchse *F*, *B* Bolzen zur Verbindung der beiden Gehäuseteile *G₁*, *G₂*.

Fabrikant	Typ	Zylinderzahl	Bohrung mm	Hub mm	Umdrehungen		Leistungen		Gewicht mit Vergaser, Zünder ohne Kühler	Benzinverbrauch pro PS/Std.
					normal	maximal	normal	maximal		
N.A.G.		6	150	130	1200	1500	100	120	350	0,250
Körting	4 S L 101	4	101	106	1300	1500	24	28	86	0,300
"	4 L 111	4	116	136	1200	1400	38	42	116	0,290
"	8 S L 101	8	101	106	1300	1500	48	55	120	0,270
"	8 S L 116	8	116	126	1200	1400	70	80	200	0,240
"	6 S L 185	6	185	180	900	1000	75	200	600	0,240
Rumpler		8	105	100	1300	1500	46	52	90	0,260
Green		4	105	120	1100	1220	30	40	79	
"		4	140	146	1050	1150	50	65	132	

Die Ein- und Auslaßventile befinden sich in einer besonderen an den Zylinder angegossenen Kammer. Die Auslaßventile werden direkt betätigt, die Einlaßventile sind oberhalb der Auslaßventile angeordnet und werden mit Hilfe eines Kipphebels ebenfalls zwangsläufig gesteuert.

Die Kurbelwelle besteht aus besonders hartem Nickelstahl von großer Festigkeit und Dehnung. Sie ist der Länge nach hohl gebohrt, um bei größter Festigkeit ein möglichst geringes Gewicht zu erzielen.

Das Gehäuse der Motoren ist aus einer besonderen Aluminiumlegierung hergestellt und trägt in seinem oberen Teil die Kurbelwellenlager. Dieselben sind Bronzelager mit Weißmetallarmierung, welche sich am besten für Dauerbetrieb eignen und bei entsprechender Durchbildung auch leichter sind wie Kugellager. Auch die Pleuelstangen sind mit Gleitlagern versehen.

Die Steuerwelle, die mit den Steuernocken aus einem Stück besteht, ist in Kugellagern gelagert und besteht mit den Steuernocken aus einem Stück. Der Antrieb der Steuerwelle erfolgt mit Einschaltung einer Zwischenwelle, die ihrerseits durch Schraubenräder eine quer zur Motorachse angeordnete Welle für den Magnetapparat antreibt. Die Kurbelwelle treibt mittels konischer Zahnräder eine senkrechte Welle an für die Wasser- und Ölpumpe.

Sämtliche Zylinder werden durch einen gemeinsamen Vergaser gespeist von dem bekannten G.A.-Typ mit automatischer Luftregulierung. Die Verteilung des Gasgemisches nach den einzelnen Zylindern erfolgt so, daß die Zuführungsröhren alle dieselbe Länge haben, also derselbe Saugwiderstand zu überwinden ist.

Außer diesem größeren Typ mit V-förmig angeordneten Zylindern, der in zwei Größen fabriziert wird, deren Abmessungen, Leistungen und Gewichte in der Tabelle auf Tafel VII zusammengestellt sind, wird von Körting noch ein Flugmotor mit vier stehenden, in einer Reihe angeordneten Zylindern gebaut. Die Konstruktion der Zylinder ist die gleiche, im wesentlichen auch die der anderen Organe. Abmessungen und Leistungen dieses Motors sind in der Tabelle auf Tafel VII zusammengestellt. Diesen Flugmotor benutzt Oertz in Hamburg in seinem Zweidecker und der bekannte Flugtechniker Jatho in Hannover in seinem neuen Eindecker. Auch das russische Luftschifferbataillon in Petersburg hat einen solchen Flugmotor für ein Versuchsluftschiff benutzt.

Der Motor von Rumpler ist ebenfalls ein Achtzylinder in V-Form. Die Zylinder sind wasser- oder luftgekühlt und die Ventile schräg in die Ventilkammern eingebaut, so daß die Auslaßventile horizontal stehen, die Saugventile vertikal. Beide Ventile eines Zylinders werden durch einen gemeinsamen Kipphebel betätigt. Die Ventilsfedern auf den Zylindern, die die direkte Hitze vom Motor erhalten, sind als breite Blattfedern ausgeführt, so daß sie dem Luftzug eine große Kühlfläche bieten. Die Zylinder sind aus Chromnickelstahl gezogen oder aus einem Spezialguß gegossen. Aus Chromnickelstahl ist auch die Kurbelwelle hergestellt, die durchbohrt und ausgefräst ist. Die Welle ist in drei Gleitlagern gelagert. Der Deckel des mittleren Lagers bildet gleichzeitig das Lager für eine durch Kegelräder angetriebene vertikale Welle, welche im tiefsten Punkt des Gehäuses die Ölpumpe antreibt. Der untere Teil des Kurbelgehäuses besteht aus einem mit Aluminiumblech bekleideten Rahmen, der als Ölreservoir ausgebildet ist (Fig. 8, Taf. VII).

Die Zylinder sind mit der Ventilkammer und dem oberen Teil des Kühlmantels aus Spezialguß in einem Stück hergestellt. Der untere Teil des Wassermantels wird für je zwei zusammengewessene Zylinder aus Kupferblech hergestellt und ist autogen verschweißt. Bei der Herstellung des Motors ist überhaupt die autogene Schweißung vielfach angewendet. So sind die Kipphebel aus zwei Stahlblechwinkeln zusammengeschweißt, sind also hohl; ähnlich sind die hohlen Pleuelstangen aus Stahlblech hergestellt. Auch aus entsprechend geformten Stahlblechstücken zusammengeschweißte Kolben sind versucht worden (Fig. 8—12, Taf. VII).

Alle acht Zylinder werden durch einen gemeinsamen Vergaser gespeist, der in der Mitte zwischen den Zylindern so angeordnet ist, daß alle Saugleitungen annähernd gleich lang werden. Bei dieser Anordnung sind die Saugleitungen

verhältnismäßig kurz und Vergaser und Saugleitungen werden durch die von den Zylindern ausstrahlende Wärme warm erhalten.

Sehr gut ist die Ölzung durchgebildet. Die unten im Gehäuse befindliche Ölpumpe drückt das Öl nach der der Länge nach durchbohrten Steuerwelle. Diese Welle hat an den notwendigen Stellen kleine Querbohrungen, durch welche

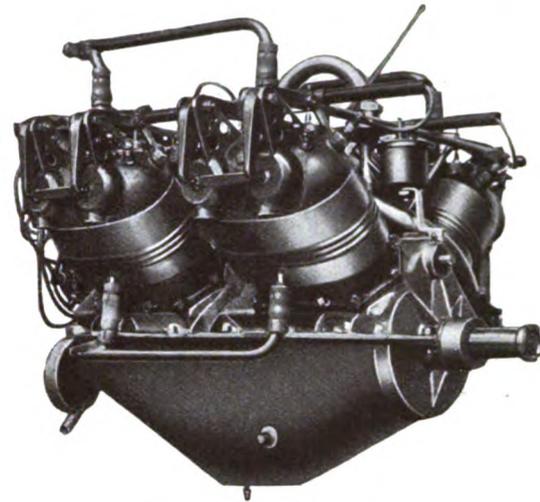


Fig. 8. Rumpler-Flugmotor.

das Öl sowohl nach den Lagern der Steuerwelle gelangt, wie auch nach den Kurbelzapfen gespritzt wird. Das von den rotierenden Kurbelzapfen abspritzende Öl schmirt die Zylinder.

Der Motor leistet bei einer Bohrung von 105 mm und 100 mm Hub, bei 1500 Touren 52 PS und hat ein Gewicht von nur 90 kg, also noch nicht 2 kg pro PS.

Die Daimler-Motoren-Gesellschaft baut außer ihren bekannten Luftschiffmotoren jetzt auch einen Flugmotor. Es ist dies der stärkste bisher gebaute Flugmotorentyp, da der Daimler-Motor 115 PS leistet. Der Motor hat vier Zylinder und besteht aus je zwei Doppelzylindern, die auf das Gehäuseoberteil aufgeschraubt sind, das seinerseits mit dem Gehäuseunterteil verschraubt ist, und zwar sind die Zylinder selbst aus Grauguß hergestellt, während Gehäuseoberteil und Gehäuseunterteil aus Aluminiumguß bestehen.

Zur Entlüftung des Gehäuses sind die Entlüftungsrohre angeordnet, deren Mündungen durch Drahtsiebe gegen das Eindringen von Unreinigkeiten geschützt sind.

Die Doppelzylinder sind mit dem Zylinderkopf in einem Stück gegossen, wobei eine wesentliche Gewichtsersparnis erzielt wird.

Sowohl die Einlaßventile als auch die Auslaßventile liegen in der Vertikalrichtung der Zylinder über diesen, und zwar sind die Einlaßventile der Zylinderpaare dicht nebeneinander und die Auslaßventile symmetrisch links und rechts neben den Einlaßventilen angeordnet, wodurch sich die in den Zeichnungen veranschaulichte Führung der Ein- und Auslaßrohre für das Explosionsgemisch bzw. die Abgase ergibt.

Alle beweglichen Teile sind auf der Vergaserseite des Motors angeordnet. Ein- und Auslaßventil werden von einer gemeinsamen Steuerwelle angetrieben. Das Öffnen der Ventile erfolgt mittels Stoßstangen und Schwinghebel. Das Einsetzen der Ventile erfolgt durch den Zylinder von unten her, da man erfahrungsgemäß selbst bei der sonst üblichen Anordnung des Einführens der Auslaßventile durch die Öffnung der Einlaßventile beim Auswechseln der Auslaßventile ohnehin die Zylinder abnehmen muß, denn das Einsetzen der Ventile bei aufmontierten Zylindern bringt die Gefahr mit sich, daß Schmirgel in den Zylinder gelangt und dadurch den Kolben ausreibt und Kolben und Zylinder festfressen.

Die Anordnung, Einlaß- und Auslaßventile wie auch den Sitz herausnehmbar zu machen, bedingt ein etwas größeres Gewicht.

Die leichte Zugänglichkeit und bequemes Auswechseln von Motorteilen sind für Flugmotoren erst in zweiter Linie zu berücksichtigen, da die Möglichkeit der Vornahme solcher Auswechslungen während des Fliegens ausgeschlossen ist.

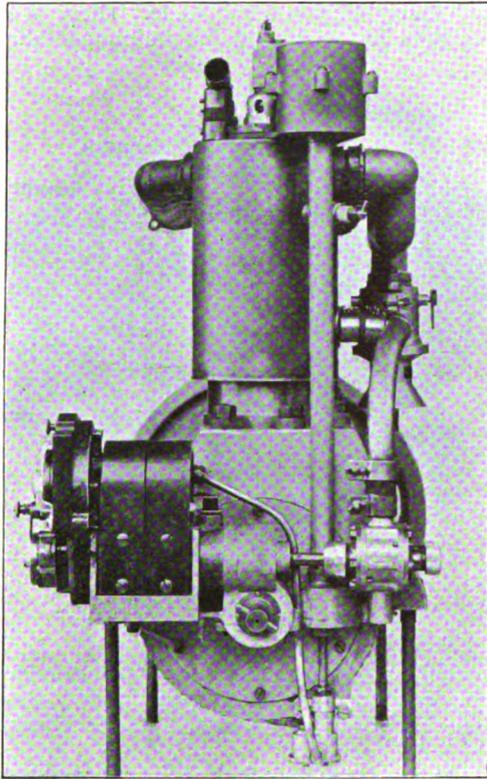


Fig. 9. Green-Flugmotor.

Die Steuerwelle ist seitlich verschiebbar, um die Hubrollen der Ventilhubstangen unter die auf der Welle sitzenden Hilfsnocken zu bringen, welche den vollständigen Schluß

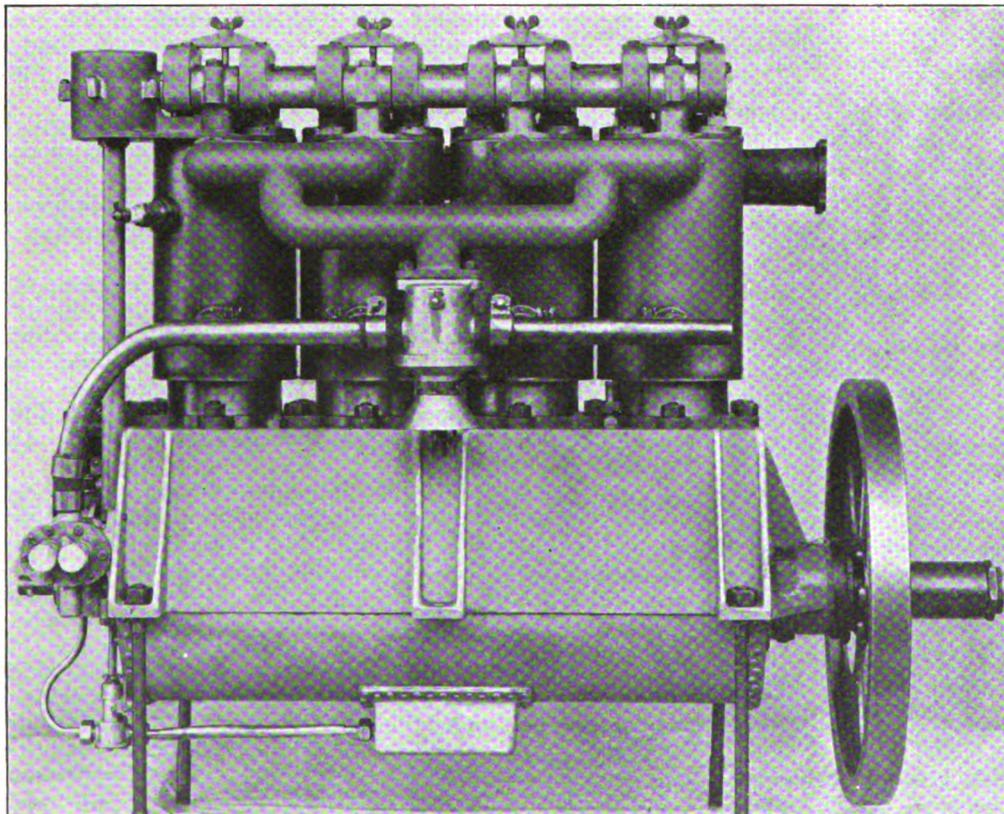


Fig. 10. Green-Flugmotor, Seitenansicht.

der Auslaßventile verhindern und dadurch eine starke Kompression unmöglich machen. Diese Dekompressionseinrichtung wird mittels eines Handhebels eingeschaltet, wenn der Motor in Betrieb gesetzt werden soll, während diese Einrichtung beim regelmäßigen Betrieb des Motors außer Tätigkeit ist.

Das Benzinluftgemisch wird in einem Mercedes-Kolbenvergaser erzeugt, dessen Einrichtung die folgende ist:

Die Zufuhr der durch ein gemeinschaftliches Rohr angesaugten Haupt- und Nebenluft kann mittels Regulierschieber so eingestellt werden, daß sie in beliebiger Temperatur eintritt, und zwar erfolgt die Einstellung des Regulierschiebers durch zwei Drahtzüge in der Weise, daß beim Zug am ersten Draht der Schieber einen größeren Durchgang freigibt, während er sich beim Zug am zweiten Draht mehr und mehr schließt. Zum Regulieren der Menge des dem Vergaser zugeführten Benzins ist eine Düsenregulierung angebracht, welche aus einer über der Düse angeordneten Spindel mit steilgängigem Gewinde besteht, die durch ihre Drehung der Spritzdüse mehr oder weniger genähert werden kann, wobei die Einstellung der Regulierspindel mittels Hebels und Sigmerts erfolgt.

Die Zündung erfolgt mittels eines Hochspannungszündapparates, dessen Welle durch eine kleine Kupplung mit derjenigen der Kühlwasserpumpe verbunden ist, welche ihrerseits mittels Stirnrädergetriebes von der Steuerwelle angetrieben wird. An dem Hochspannungszündapparat befindet sich ein Doppelhebel zur Verstellung des Zündmoments, dessen Einstellung mittels über Führungsrollen laufender Drahtzüge für Vorzündung und Nachzündung oder aber durch eine geeignete Hebelverbindung vom Führersitz aus erfolgt.

Die Kühlung der Zylinder erfolgt durch Wasser, das in dem mit dem Motor verbundenen Kühlapparat gekühlt und durch die Pumpe im Kreislauf erhalten wird. Das Kühlwasser tritt von unten in die Kühlmäntel der Zylinder ein und an der obersten Stelle derselben wieder aus, um nach dem Kühler zu fließen, in welchem es langsam herabrieselt, sich abkühlt und hierauf von der Kreiselpumpe wieder durch die Zylinder gedrückt zu werden. Die Kühlwirkung des Röhrenkühlers wird verstärkt durch das dicht hinter ihm rotierende Schwungrad, dessen Speichen windflügelartig gestaltet sind.

Die Auspuffgase aus den vier Zylindern treten in einen gemeinschaftlichen Auspufftopf.

Die Kraftabgabe erfolgt an dem Flansch am freien Ende der Kurbelwelle des Motors. Ein Zentralschmierapparat, welcher von der Steuerwelle aus betrieben wird, ölt die Zylinder sowie die Achsen und Wellenlager. (Fig. folgen in nächster Tafel.)

Auf der Berliner Motorboot- und Motorenausstellung war von ausländischen Luftschiff- und Flugmotoren nur der Greenmotor der Greens Motor Patent Syndicate, Ltd., London, ausgestellt (Fig. 9 u. 10 und Fig. 13 bis 16, Taf. VII).

Dieser Motor zeigt verschiedene interessante Konstruktionen, namentlich bezgl. der Steuerung. Die Steuerwelle ist nämlich über den Zylindern angeordnet und wird von der Kurbelwelle mittels Schraubenrädern bzw. einer vertikalen Zwischenwelle und konischer Zahnräder angetrieben. Erwähnt sei hierbei, daß diese Anordnung der Steuerwelle zuerst bei den Automobil- und Luftschiffmotoren der Süddeutschen

Automobilfabrik, Gaggenau, benutzt worden ist. Beim Greenmotor ist die Steuerwelle auf jedem der vier Zylinder, die in einer Reihe hintereinander angeordnet sind, in einem Doppelgehäuse gelagert. In der Mitte dieses Gehäuses befindet sich das Gleitlager für die Steuerwelle, und durch die Mitte des Lagers ist das Gehäuse geteilt. Zu beiden Seiten des Lagers befindet sich nun je ein Steuernocken auf der Welle, welche im Oberteil des Gehäuses gelagerte Kipphebel betätigen. Über dem Nocken trägt der Kipphebel eine Rolle, über dem Ventil einen mittels Gewinde und Kontremutter einstellbaren Druckstift, welcher einen im Unterteil des Gehäuses geführten kurzen Ventilstößel betätigt. Da die Nockenwelle seitlich über den Zylindern liegt, befinden sich die Ventilstößel über der Mittellinie der Zylinder, wo nebeneinander Einlaß- und Auslaßventile angeordnet sind. Das Doppelgehäuse für die beiden Kipphebel wird für jeden Zylinder durch einen Bolzen mit Lasche auf dem Zylinderdeckel befestigt. Nach Lösen desselben läßt sich das Gehäuse um die Steuerwelle herumschwenken, so daß die Ventile leicht ausgewechselt werden können.

Die Zylinder sind mit dem Ventilkopf in einem Stück gegossen und der Wassermantel, aus einem Kupferrohr bestehend, darüber gezogen und mittels zwei Flanschen mit Dichtungsringen abgedichtet.

Eine durch Schraubenträger angetriebene Querwelle treibt einerseits den Magnetinduktor, andererseits die Wasserpumpe. Das untere Ende der vertikalen Welle zum Antrieb der Steuerwelle treibt die Ölpumpe an. Die vierfach gekröpfte Kurbelwelle ist fünfmal in Gleitlagern gelagert. Die Motorwelle trägt auf dem einen Ende ein kleines Schwungrad aus Stahlguß, welches eine sehr lange Nabe hat, die zur Aufnahme des Propellers oder der Zahn- resp. Kettenräder zum Antrieb der Propeller dient. Der axiale Schub des Propellers wird auf der Schwungradseite des Motorgehäuses durch ein doppelreihiges Kugellager aufgenommen.

Der Greenmotor wird in zwei Größen gebaut. Die Abmessungen und Leistungen sind in der Tabelle auf Tafel VII zusammengestellt.

Die Berliner Flugwoche.

Von Schmal-Carbur.

Zum zweiten Male wurde den Bewohnern der Reichshauptstadt Berlin eine internationale Flugwoche geboten. Das bedeutende Defizit, das die Herbstwoche gebracht hatte, legte den Veranstaltern für ein zweites derartiges Meeting bedeutende Beschränkungen auf. Die Preise beliefen sich auf 75 000 M., von denen ein Teil noch dazu für höchstens einen bis zwei Konkurrenten in Betracht kam. Infolge dieser gegenüber anderen Flugwochen geringen Summen, die zur Verfügung standen, und der Konkurrenz der fast zu gleicher Zeit abgehaltenen Flugwochen von Lyon, St. Petersburg und Palermo, war die Beteiligung erstklassiger internationaler Flieger gering. Mit Ausnahme des belgischen Baron de Caters boten die Ausländer fast gar nichts. Svendsen (Voisin) und Thorup (Bleriot), zwei Dänen, und der Franzose Amerigo (Sommer) konnten nur mit kurzen Flügen aufwarten. Die Darbietungen von größerer Bedeutung wurden meist von den deutschen Fliegern bestritten, die sich deutscher Wright- oder französischer Farman-Apparate bedienten. Vor allem war es Jeannin, der mit einem in Deutschland gebauten Farman-Doppeldecker vorzüglich flog und sich den Löwenanteil an Preisen holte. Ihm zunächst kamen Kapitän Engelhardt (Wright), Frey (Farman) und von Gorissen (Euler-Voisin), während Keidel (Wright), A. Behrend (Schultze-Herfort) und Thelen (Wright) weniger Glück hatten und sich nicht zur Geltung bringen konnten. Im großen und ganzen boten Jeannin, Engelhardt und Frey die besten Leistungen, doch nahm es letzterer mit den Wettbewerben wenig ernst und konnte besonders für den Dauerflug nicht die nötige Geduld aufbringen. Kämpfe im sportlichen Sinne wurden nur am vierten Tage geboten.

Kapitän Engelhardt und Jeannin wetteiferten um den Dauerpreis. Engelhardt, der 10 Minuten vor seinem hartnäckigen Gegner gestartet hatte, verteidigte diesen Vorsprung zäh, aber der Bruch einer Strebe an seinem Apparat zwang

ihn, nach einem Flug von 2 Std. 22 Min. zu landen, während Jeannin, die noch zur Verfügung stehende Zeit bis Sonnenuntergang ausnutzend, 2 Std. 38 Min. in der Luft bleiben konnte. Damit war die Entscheidung für diese Konkurrenz gefallen. Von den anderen Preisen wurden die für die genaueste Landung und den längsten Gleitflug eine sichere Beute Baron de Caters, da er über eine wesentlich längere Übung als alle seine anderen Konkurrenten verfügte. Der kleinste Kreispreis fiel an Jeannin, da de Caters Voisin-Zweidecker nicht so wendig ist, wie es die Farman-Apparate sind. Den ersten Preis für den Passagierflug erhielt Engelhardt, während der sog. »Totalisationspreis«, für die größte Gesamtflugzeit während der Woche, Jeannin zuerkannt wurde.

Die Art der Ausschreibung der einzelnen Wettbewerbe wurde von vielen Seiten abfällig kritisiert, insbesondere die für den Höhenkurvenpreis, die folgende Aufgabe enthielt:

»In einem Abstand von je 100 m werden drei parallele Linien von je 50 m Länge in einer Höhe von 10 m vom Erdboden durch Bindfäden markiert, die durch kleine rote Ballons besser sichtbar gemacht werden. Die erste und letzte Linie ist quer zu über, die mittlere zu unterfliegen. Der Abstand zwischen den Linien wird nach dem ersten gelungenen Versuch verringert. Der Preis wird von demjenigen Bewerber gewonnen, welcher die Höhenkurve bei kleinstem Abstand der Linien voneinander geflogen haben wird.«

Diese gewiß nicht leichte Übung kostete Kapitän Engelhardt und Behrend je einen Apparat, wogegen de Caters bei 40 m Entfernung von den Linien die Aufgabe noch bewältigen konnte. Ein Urteil über diese Forderung ist wohl mit wenigen Worten gegeben.

Man sollte so schwierige Wettbewerbe für so geringe Geldpreise von so wenig geübten Fliegern nicht verlangen. Die Meinung, daß dieser Höhenkurvenflug bloß ausgeschrieben wurde, um die Schaulust der Menge zu befriedigen, möchte ich dahingestellt sein lassen; dagegen möchte ich die Behauptung, daß man durch solche Flüge die Aviatiker im Unterfliegen von Telegraphenleitungen bei Überlandflügen üben will, ganz energisch bestreiten. Daß man bei einem Überlandflug solche schwierige Übungen nicht macht, ist doch wohl selbstverständlich. Sehr bewährt haben sich dagegen die Frühpreise, die stets scharf bestritten wurden. Besser wäre es noch gewesen, wenn man für 3, 3 $\frac{1}{2}$ und 4 Uhr je zwei Frühpreise ausgesetzt hätte. So entstand jedesmal, nachdem die Preise entschieden waren, eine ungebührlich lange Pause, da die Flieger keinen Anlaß hatten etwas zu riskieren.

Ferner wäre zu bemängeln, daß man auch diesmal in der Sport- und sonstigen Kommissionen auch nicht einen Namen eines Flugtechnikers von Bedeutung fand; die Sportkommission bestand aus Freiballonluftschiffern. Im übrigen soll anerkannt werden, daß sich die Flugplatzgesellschaft Mühe gegeben, hat etwas zu bieten, daß das nicht in größerem Umfange möglich war, ist zum wenigsten Schuld der Unternehmer. Nachstehend geben wir die genauen Resultate der einzelnen Konkurrenzen wieder.

Dauerpreis: 1. Preis, 10000 M.: E. Jeannin (Deutscher Farman) 2 Std. 11 Min. 2. Preis, 2000 M.: Kapitän Engelhardt (Wright) 1 Std. 37 Min. 3. Preis, 1000 M.: Frey (Farman) 50 Min.

Landungspreis: 1. Preis, 4000 M.: Baron de Caters (Voisin) 32,32 m. 2. Preis, 1000 M.: Jeannin (Farman) 53,59 m.

Höhenkurvenpreis: 1. Preis, 4000 M.: Baron de Caters (Voisin) 40 m Entfernungslinien. Der zweite und dritte Preis wurden nicht vergeben.

Gleitflugpreis: 1. Preis, 5000 M.: Baron de Caters (Voisin) 196,27 m. 2. Preis, 2000 M.: Jeannin (Farman) 174,45 m.

Kleinster Kreispreis: 1. Preis, 7000 M.: E. Jeannin (Farman) 115 m Durchmesser. 2. Preis, 3000 M.: Frey (Farman).

Preis für Gesamtflugzeiten: 1. Preis, 3000 M.: E. Jeannin (Farman) 5 Std. 13 Min. 2. Preis, 2000 M.: Kapitän Engelhardt, 2 Std. 42 Min.

Passagierpreis: 1. Preis, 2000 M.: Kapitän Engelhardt (Wright) 24 Min. 15 Sek. 2. Preis, 1000 M.: Frey (Farman) 22 Min. 12 Sek.

An täglichen Frühpreisen gewannen: Kapitän Engelhardt 2000 M., Baron de Caters 2000 M., Jeannin 1500 M., Svendsen 1000 M., Gorissen, Thelen und Frey je 500 M.

Der Ehrenpreis des Berliner Vereins für Luftschiffahrt für den Flieger, der bei den Bewerbungen um den Dauer- und Passagierpreis während der Flugwoche die größte Summe der Flugzeiten erreicht hat, wurde Jeannin zuerkannt. Die Verteilung der Preissummen stellt sich folgendermaßen dar: E. Jeannin (Farman) 24500 M., Baron de Caters (Voisin) 15000 M., Kapitän Engelhardt (Wright) 8000 M., A. Frey (Farman) 5500 M., Svendsen (Voisin) 1000 M. und Gorissen (Euler) und Thelen (Wright) je 500 M. Von den ausgesetzten 75000 M. wurden demnach nur 55000 M. zur Verteilung gebracht.

Der Bleichröderpreis sowie die restlichen Lanzprämien fanden keinen Bewerber. Grade, der besonders für den ersten Preis und auch für die meisten internationalen Konkurrenzen in Betracht gekommen wäre, mußte der Veranstaltung fernbleiben, da sein in Nizza beschädigter Apparat nicht rechtzeitig wieder hergestellt werden konnte. Im übrigen gab es viel Kleinholz, da Thelen zwei, Engelhardt, Thorup, Behrend, Keidel und Svendsen je einen Apparat zerschlugen. Das Wetter war wenig günstig. Wind und Regen beeinträchtigten die Leistungen und dementsprechend den Besuch.

Sportliche Nachrichten.

Bedeutende Flugleistungen.

Ein Flug um den Straßburger Münster.

Am 3. Mai führte Wiencziers auf dem Antoinette-Eindecker des Oberleutnants Huth den ersten Flug innerhalb einer Stadt in Deutschland aus, indem er das Straßburger Münster, Straßburg i. Elsaß, in ca. 200 m Höhe umflog, ein Unternehmen, das an Kühnheit den Flügen Dubonnets, Wrights und Paulhans nicht nachsteht. Wiencziers stieg vor dem Fliegerschuppen von E. E. C. Mathis auf dem Exercierplatz Polygon bei Straßburg auf, flog nach der Stadt in etwa 150 m Höhe und zweimal um den Münsterturm eine Schleife, und kehrte sodann zum Fliegerschuppen zurück. Er erreichte dabei zeitweise eine Höhe von 400 m.

Erster Überlandflug in Osterreich.

Illner flog am 16. Mai mit dem Eindecker Etrich vom Flugfeld Steinfeld bei Wiener-Neustadt nach Wien und am 17. Mai wieder zurück nach Wiener Neustadt. Jeder Flug dauerte eine Stunde. Der zweite Flug erfolgte bei einem Wind von 8 m pro Sek.

Illner führte am 11. Mai auch mehrere Passagierflüge, zuletzt mit zwei Passagieren, aus.

Roger Sommer führte am 20. Mai einen Überlandflug aus von Sedan nach Verdun und zurück. Sommer flog in einer Höhe von über 200 m über den Meusefluß. Die Entfernung zwischen Sedan und Verdun beträgt 80 km, die Sommer in je $1\frac{1}{4}$ Stunden zurücklegte.

Einen Überlandflug vom Flugfeld Betheny nach Reims führte am 20. Mai der 13jährige Marcel Henriot, Sohn des bekannten französischen Automobilrennfahrers Henriot, auf einem von diesem konstruierten Flugapparat aus.

Die internationale Flugwoche in Lyon vom 10. bis 16. Mai hatte gute Beteiligung. Paulhan erreichte auf Farman-Zweidecker eine Höhe von 1250 m. Gute Flugleistungen zeigten auch Legagneux auf Sommer-Zweidecker, Latham auf Antoinette und Van den Born auf Farman.

München. Auch die Isarstadt hat nun einen Schauflug sehen können. Am 8. und 9. Mai zeigte sich Heinrich Weiß auf einem Blériotapparat am Rennplatze zu Riem vor zahlreichen Schaulustigen. Den ersten Tag flog Weiß zuerst $4\frac{1}{2}$, dann 6 Minuten unter großem Beifall, trotz ziemlich heftigem Winde. Leider war der zweite Tag noch regnerischer und windiger. Im Beisein des Prinzregenten Luitpold von

Bayern und des Prinzen Ludwig Ferdinand, sowie der ganzen Luftschiffertruppe flog Weiß eine Runde. Leider unterbrach des Wetters Ungunst weitere Flugversuche.

An der Münchner Flugwoche, die anlässlich der Eröffnung des Flugfeldes München-Puchheim vom 22. bis 26. Mai stattfindet, wird voraussichtlich außer Grade, Wiencziers, Behrens und Brunhuber auch der bekannte Flieger Jeannin teilnehmen.

In Petersburg fand auf der Udelna-Rennbahn vom 10. bis 16. Mai ein Schau- und Wettfliegen statt. Der Russe Popow flog auf Wright-Zweidecker am 10. über 1 Std. 16 Min. in einer Höhe bis 450 m. Popow wird die russische Militärfliegerschule in Gatschina leiten. An dem Schaufliegen nahmen noch der Belgier Christians mit Farman-Zweidecker und der Deutsche Wiencziers mit dem Antoinette-Eindecker des Oberleutnants Huth mit guten Erfolgen teil.

Der Franzose Jacques de Lesseps überflog am 21. Mai nachmittags den Ärmelkanal mit einem Blériot-Eindecker. Lesseps stieg wie Blériot in Baraques bei Calais auf, flog nach einigen Probekurven nach Calais, von dort in der Höhe von 200 bis 500 m über das Meer, wo er mit Gegenwind und Nebel zu kämpfen hatte, und landete glatt zwischen Dover und St. Margaret. Der Flug dauerte von 3 Uhr 40 bis 4 Uhr 30 Min.

Bücher-Besprechungen.

„Die Winde in Deutschland“ ist der Titel eines Werkes, welches im Auftrage der Motorluftschiff-Studiengesellschaft in Berlin von Geheimrat Prof. Dr. Aßmann, dem Leiter des Kgl. Aeronautischen Observatoriums in Lindenberg, herausgegeben wurde. Das Werk enthält eine Zusammenstellung der Windverhältnisse im Deutschen Reiche bezüglich der Windstärken und Windrichtungen in der Nähe der Erdoberfläche, außerdem aber in den oberen Luftschichten in 500 m-Stufen bis zu 3500 m. Der Zweck dieser Zusammenstellung ist festzustellen, wie oft ein mit bestimmter Eigenbewegung ausgestattetes Luftschiff imstande ist, erfolgreiche Fahrten innerhalb Deutschlands auszuführen. Der Verfasser hat ein sehr reichhaltiges Material zusammengestellt, da die Beobachtungen von 49 Stationen Deutschlands, die sich auf wenigstens zehn Jahre, darunter einige bis zu 32 Jahren, erstrecken, verwertet worden sind. Der Verfasser kommt zu manchen interessanten und für die praktische Luftschiffahrt wichtigen Ergebnissen über die Windverteilung, die Zahl der Stürme und die Zunahme der Windgeschwindigkeit mit der Höhe. Sowohl für die Einrichtung von Luftschifflinien wie für die Anlage von Luftschiffhäfen, ebenso aber auch für die Fahrten mit motorlosen Freiballons dürfte in der Arbeit mancher wertvolle Wink zu finden sein. Bestellungen (Preis 5 M.) nimmt das Sekretariat des Aeronautischen Observatoriums in Lindenberg (Kreis Beeskow) entgegen.

Patentschau.

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen.

Klasse 77 h.

Einspruch bis 3. Juni.

H. 47130. Schwimmfähiger Ballonkorb. Gustav Haurwitz, Hamburg, Hopfensack 19, und Felix Schmidt, Altona, Fischersallee 46. 1. 6. 09.

M. 39235. Fallschirm mit Gaszellen; Zus. z. Pat. 219441. Johannes Mink, Leipzig, Löbnigerstr. 67. 8. 10. 09.

S. 29939. Einrichtung an Luftschiffen, um Wasser und andere Flüssigkeiten von größeren Höhen aus einnehmen zu können. Adolf Sadger, Berlin, Friedrichstr. 212. 5. 10. 09.

W. 32944. Verfahren zum Verbergen von Luftfahrzeugen. Dr. R. Wegner von Dallwitz, Heidelberg, Am Klingenthal 6. 17. 9. 09.

Einspruch bis 6. Juni.

L. 28328. Ballonventil mit frei ausgespannter Membran. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 30. 6. 09.

Einspruch bis 10. Juni.

G. 29117. Verfahren zur Herstellung gasdichter Ballonhüllen. Dr. Wilhelm Günther, Kassel, Karthäuserstr. 23. 28. 4. 09.

Einspruch bis 13. Juni.

N. 10307. Luftschiffanker. H. Neuner, Leutkirch, Württ. 19. 12. 08.
N. 10953. Vorrichtung zum Einholen von Luftschiffen. Paul Naumann, Rixdorf, Bergstraße 85. 21. 9. 09

Einspruch bis 17. Juni.

H. 48772. Bewegliche Lagerung für starre Luftschiffgerippe. Karl Huber, Berlin, Schlesiensche Str. 29/30. 19. 11. 09.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR

DR. S. FINSTERWALDER

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS
DEUTSCHER FLUGTECHNIKER

E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCH-
SCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN.
HOCHSCHULE AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

11. Juni 1910.

Heft 11.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24-maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bulowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: Flugtechnik Berlin.

INHALT:

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt (Mit Tafel VIII.) S. 129.
Ausstellungsberichte: Luftschiffmotoren und Flugmotoren. Von Ansbert Vorreiter. S. 130.
Bewertung des deutschen Wright-Patentes. Von Patentanwalt Apitz, Berlin. (Schluß.) S. 135.

Holzluftschiffe. Von Gerh. Wichmann. S. 136.
Militärluftschiffahrt. S. 138.
Sportliche Nachrichten. S. 139.
Bücher-Besprechungen. S. 139.
Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 140.

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

(Mit Tafel VIII.)

2) Winddruck auf gewölbte Platten von verschiedenem Wölbungsprofil.

Zur Untersuchung kamen gewölbte Platten von kreisförmigem Wölbungsprofil, mit dem konstanten Seitenverhältnis 20×80 cm, wobei die längere Seite senkrecht zur Windrichtung stand; die Kanten der Platten sind mit einem Radius von 2,5 mm abgerundet (vgl. den Querschnitt Fig. 3, Taf. VIII). Da der Abstand der beiden Wagen zur Bestimmung der Vertikalkräfte 30 cm beträgt, mußte an die Platten ein Arm a angebracht werden, an dem die Drähte für die hintere Wage befestigt wurden.

Die Messungen wurden an acht Platten ausgeführt, bei denen der Wölbungsprofil f folgende Größen annahm:

$f = 0 \quad 0,33 \quad 0,81 \quad 1,00 \quad 1,42 \quad 1,65$
 $2,04 \quad \text{und} \quad 2,49 \text{ cm.}$

In den beiden Diagrammen Fig. 4 u. 5 sind der Auftrieb A (senkrecht zur Windrichtung) und der Widerstand W abhängig vom Neigungswinkel der Platte aufgetragen bzw. die dimensionslosen Größen ξ_A und ξ_W , die mit Fläche und $\frac{\gamma v^2}{g}$ multipliziert Auftrieb bzw. Widerstand ergeben. Es ist also:

$$\text{Auftrieb} = \frac{\gamma v^2}{g} \times \text{Fläche} \times \xi_A.$$

Der Widerstand des Armes a ist in den angegebenen Werten von W eingeschlossen; der dadurch veranlaßte Fehler ist aber wegen der guten Zuschärfung des Armes nur gering.

Fig. 6 zeigt die Wanderung des resultierenden Winddruckes beim Neigen der Platte. Die Ordinaten stellen die Länge der Strecke von der vorderen Kante bis zum Schnittpunkt von Sehne und resultierendem Winddruck (in Fig. 1 mit s bezeichnet) dar.

Das Verhältnis $\frac{A}{W}$ ist berechnet worden und für einige Platten in Fig. 7 wiedergegeben.

Aus den hier veröffentlichten Meßwerten an zylindrisch gewölbten Platten lassen sich auf einfache Weise Größe und Angriffslinie des Winddrucks für beliebige Neigungswinkel angeben. Die Zahlen sind aber nur bei einem Seitenverhältnis 1:4 gültig. In der letzten Veröffentlichung der Göttinger Anstalt ist für ebene Platten nachgewiesen worden, daß die Windkräfte stark vom Seitenverhältnis abhängen. Es läßt sich deshalb mit Sicherheit auch bei den gewölbten Platten vermuten, daß die Windkraft durch die seitlichen Begrenzungen, die zu Wirbeln Anlaß geben, beeinflußt wird. Um über diese Frage Aufschluß zu erhalten, sollen in der nächsten Zeit Messungen an Platten mit gleicher Wölbung aber verschiedenem Seitenverhältnis vorgenommen werden.

O. Föppl, Assistent.

3) Widerstands- und Druckmessungen an Ballonmodellen.

Gegenstand der Untersuchung waren drei aus Kupfer galvanoplastisch hergestellte Ballonmodelle, deren Querschnittsformen in den nachstehenden Fig. 8 bis 10 angegeben sind. Sie gehören zu einer größeren Reihe von Modellen, die so entworfen sind, daß die Strömung der idealen Flüssigkeit (siehe d. Zeitschr., S. 61 u. f.) für sie berechnet werden kann. Ihre Gestalt wurde mehr nach theoretischen, als nach praktischen Gesichtspunkten ge-

wählt. Die Hauptabmessungen der Modelle waren folgende:

	Modell I	II	III
Länge	1300 mm	1125 mm	1145 mm
größter Durchmesser	200 „	194 „	188 „
Hauptspantquerschnitt F	0,0314 qm	0,0296 qm	0,0278 qm
Volumen V	0,0339 cbm	0,0182 cbm	0,0182 cbm
Oberfläche O	0,745 qm	0,479 qm	0,479 qm

Die Modelle waren hohl und mit einer ringsherumgehenden Reihe von feinen Anbohrungen versehen. Während der Messungen, die bei einer Luftgeschwindigkeit von 9,75 m/sec. erfolgten, wurden alle Anbohrungen verschlossen, nur eine einzige blieb jeweils offen und es stellte sich daher im Hohlraum des Modells der Druck ein, der an der betreffenden Stelle der Modelloberfläche herrschte. Dieser Überdruck p konnte nun, da das Innere des Modells durch einen Gummischlauch an ein Mikromanometer angeschlossen war, gemessen werden, und indem man nacheinander je eine der Anbohrungen öffnete, erhielt man die Druckverteilung längs eines Meridians der Modelle. In den Fig. 8 bis 10 ist zu den Modellen zugleich die so ermittelte Kurve der Druckverteilung aufgetragen, und zwar von der Achse des Modells als Nulllinie aus, so daß die oberhalb der Achse liegenden Werte Überdruck und die Werte unterhalb der Achse Saugwirkung bedeuten. Am Scheitel der Modelle erhält man den größten Überdruck, sein Wert ist gleich der Geschwindigkeitshöhe $\frac{v^2 \gamma}{2g}$. Aus den gemessenen Werten von p erhält man durch Integration über die Oberfläche den Formwiderstand W_f . Zu diesem Zweck trägt man nach dem in Heft 7 d. Ztschr., S. 75, angegebenen Verfahren p als Funktion von r^2/x auf, dabei ergeben sich die Diagramme Fig. 8a, 9a, 10a. Durch Planimetrieren derselben erhält man für den Formwiderstand der drei Modelle folgende Werte (in kg):

Modell I	II	III
$W_f = 0,000968 \frac{v^2 \gamma}{g}$	$0,00059 \frac{v^2 \gamma}{g}$	$0,000472 \frac{v^2 \gamma}{g}$

Bezieht man den Formwiderstand auf den Hauptspantquerschnitt F , indem man setzt

$$W_f = \psi_1 \cdot F \cdot \frac{v^2 \gamma}{g},$$

so erhält man folgende Werte für ψ_1 :

Modell I	II	III
$\psi_1 = 0,0308$	$0,0199$	$0,0171$

An den drei Modellen wurde nun auch der Gesamtwiderstand, der sich aus dem Form- und dem Reibungswiderstand zusammensetzt, bestimmt. Zu diesem Zweck wurden die Modelle an feinen Drähten im Versuchskanal beweglich aufgehängt und der Widerstand, den sie im Winde erfuhren, mittels Wage gemessen. Der Widerstand der Aufhängung, der ziemlich beträchtlich war, wurde gesondert bestimmt. Nach Abzug desselben ergab sich der Gesamtwiderstand, der in dem Diagramm Fig. 11 für die drei Modelle als Funktion der Geschwindigkeit aufgetragen ist.

Beziehen wir den Gesamtwiderstand wieder auf den Hauptspantquerschnitt F , indem wir schreiben

$$P = \psi \cdot F \cdot \frac{v^2 \gamma}{g},$$

so ergibt sich, daß ψ nicht konstant ist, sondern mit zunehmender Geschwindigkeit abnimmt. Die Abhängigkeit von der Geschwindigkeit läßt Fig. 12 erkennen. (NB. Die Werte von ψ sind wegen der Unsicherheit der

Meßwerte nach den ausgleichenden Kurven von Fig. 4 berechnet.) Hervorzuheben ist die geringe Größe der Widerstandskoeffizienten; für das Modell III beträgt er bei höheren Geschwindigkeiten etwa $\frac{1}{18}$ des Wertes für die kreisförmige Platte.

Zieht man von dem gemessenen Gesamtwiderstand W_f den aus der Druckverteilung ermittelten Formwiderstand W_f ab, so bleibt der Reibungswiderstand W_r übrig. Schreiben wir letzteren in der Form

$$W_r = \psi_2 \cdot F \cdot \frac{v^2 \gamma}{g},$$

so ergeben sich bei $v = 10$ m/sec. für ψ_2 folgende Werte:

Modell I	II	III
$\psi_2 = 0,0289$	$\psi_2 = 0,0136$	$\psi_2 = 0,0112$

Beziehen wir den Reibungswiderstand auf die Oberfläche ($W_r = \chi \cdot O \cdot \frac{v^2 \gamma}{g}$), so ergibt sich unter den gleichen Umständen:

Modell I	II	III
$\chi = 0,00122$	$\chi = 0,00084$	$\chi = 0,00065$

also erheblich weniger als der Franksche Wert (0,00224) beträgt.

Der Reibungswiderstand wächst, wie die Abnahme des Koeffizienten ψ mit zunehmendem v zeigt (Fig. 5), nicht wie der Formwiderstand proportional v^2 , sondern langsamer. Schreiben wir den Reibungswiderstand in der Form

$$P_r = a \cdot v^3,$$

so ergeben sich für die drei Modelle folgende Werte von β :

Modell I	II	III
$\beta = 1,81$	$\beta = 1,71$	$\beta = 1,55$

Diese Werte sind natürlich etwas unsicher, da eine geringe Änderung des Gesamtwiderstandes schon eine erhebliche Änderung von β hervorbringen kann.

G. Fuhrmann, Assistent.

Ausstellungsberichte.

Die Internationale Motorboot- und Motorenausstellung in Berlin.

(Fortsetzung aus Heft 10.)

Luftschiffmotoren und Flugmotoren.

Außer den vorbeschriebenen Flugmotoren bauen die Daimler-Motorenwerke noch Luftschiffmotoren, und zwar in den Leistungen von 60, 100 und 220 PS. Auch die Luftschiffmotoren werden mit vier Zylindern gebaut. Bei diesen sind jedoch nur die Einlaßventile oben auf dem Zylinderkopf angeordnet und werden die Einlaßventile durch Hilfe von Kipphebeln betätigt. Die Auslaßventile sind seitlich angeordnet und werden von den zugehörigen Stoßstangen direkt betätigt. Es sind zwei Steuerwellen vorgesehen, und zwar steuert die Steuerwelle auf der einen Zylinderseite nur die Einlaßventile; die Steuerwelle auf der anderen Seite nur die Auslaßventile. Diese Steuerwelle läßt sich durch einen Hebel verschieben, so daß die Ventilstößel der Auslaßventile beim Ingangsetzen des Motors über Hilfssteuernocken zu stehen kommen, welche verhindern, daß die Ventile sich ganz schließen. Es wird somit die Kompression verringert, und es läßt sich der Motor trotz der großen Zylinderbohrung von 175 mm von Hand drehen. (Fig. 25 u. 26.)

Die Zylinder sind paarweise zusammengelassen, und zwar aus gewöhnlichem Zylindergrauguß. Aus gleichem Material sind auch die Kolben hergestellt. Die Ventilkammer

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

O. FÖPPL:

Winddruck auf gewölbte Platten von verschiedenem Wölbungsprofil.

- Fig. 3. Maßskizze der Platte und der Befestigungsteile.
- Fig. 4. Auftrieb abhängig vom Neigungswinkel.
- Fig. 5. Widerstand abhängig vom Neigungswinkel.
- Fig. 6. Lage der Resultierenden.
- Fig. 7. Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand.

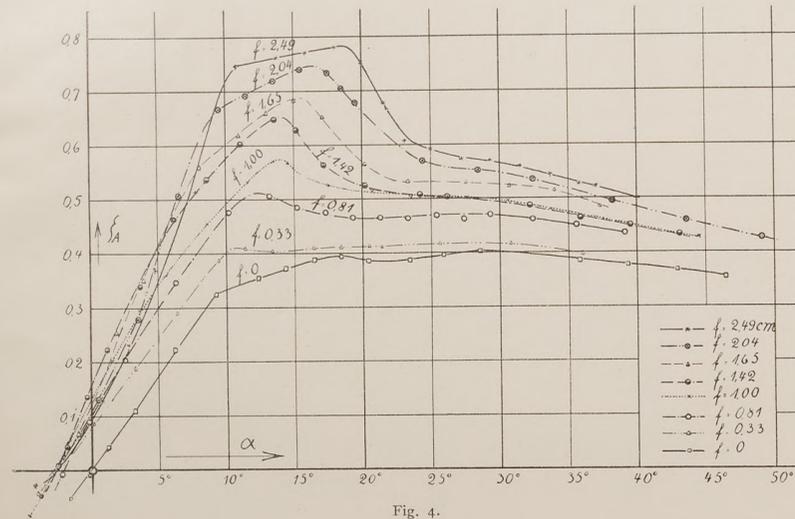


Fig. 4.

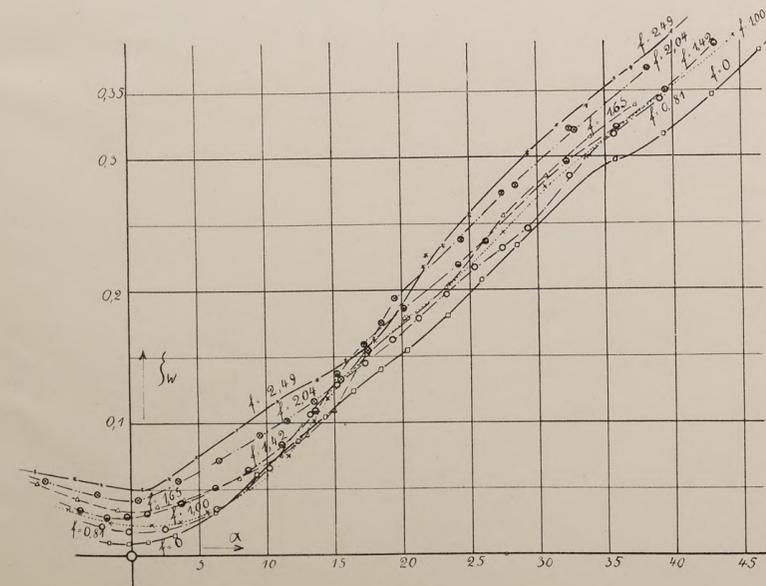


Fig. 5.

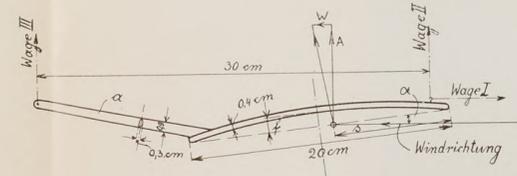


Fig. 3.

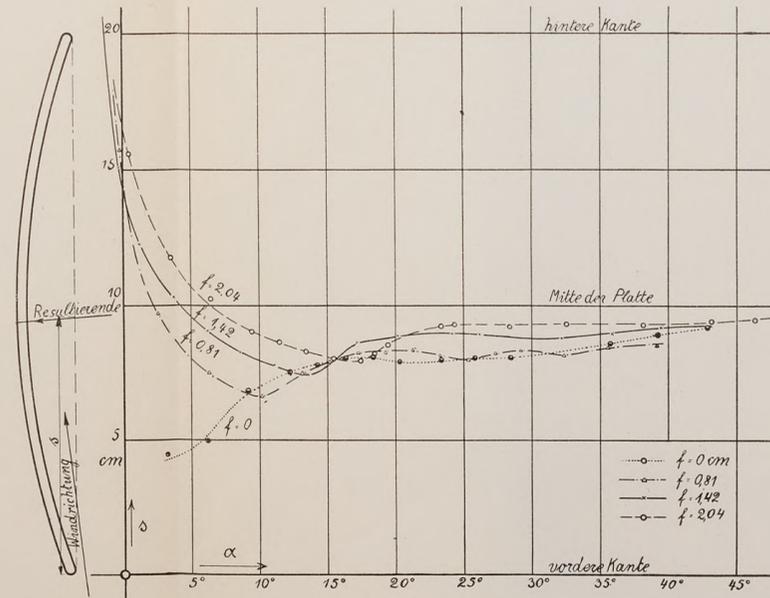


Fig. 6.

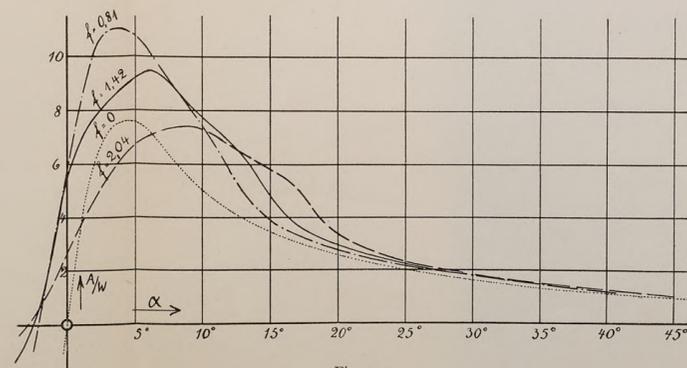


Fig. 7.

G. FUHRMANN:

Widerstands- und Druckmessungen an Ballonmodellen.

- Fig. 8, 9, 10. Druckverteilung an Ballonmodellen.
- Fig. 8a, 9a, 10a. Ermittlung des Formwiderstands.
- Fig. 11. Gesamtwiderstand abhängig von der Geschwindigkeit.
- Fig. 12. Widerstandsziffern abhängig von der Geschwindigkeit.

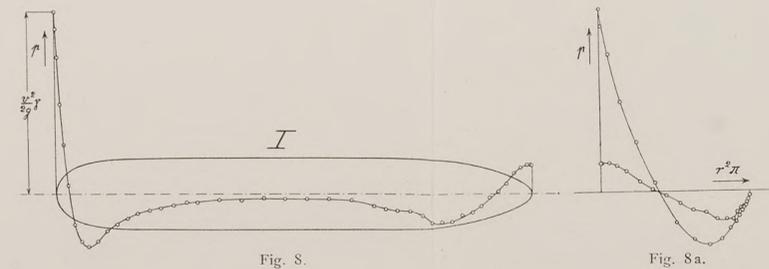


Fig. 8.

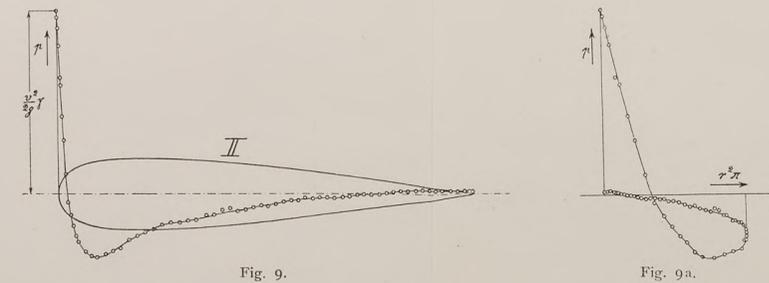


Fig. 9.

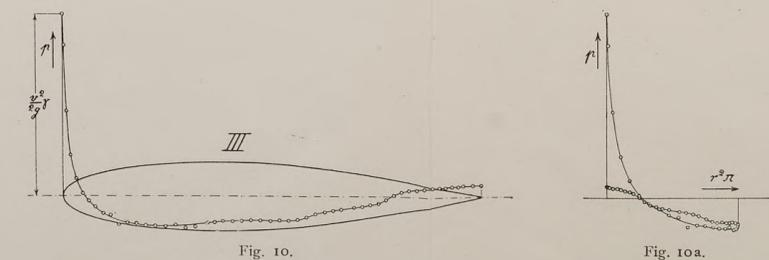


Fig. 10.

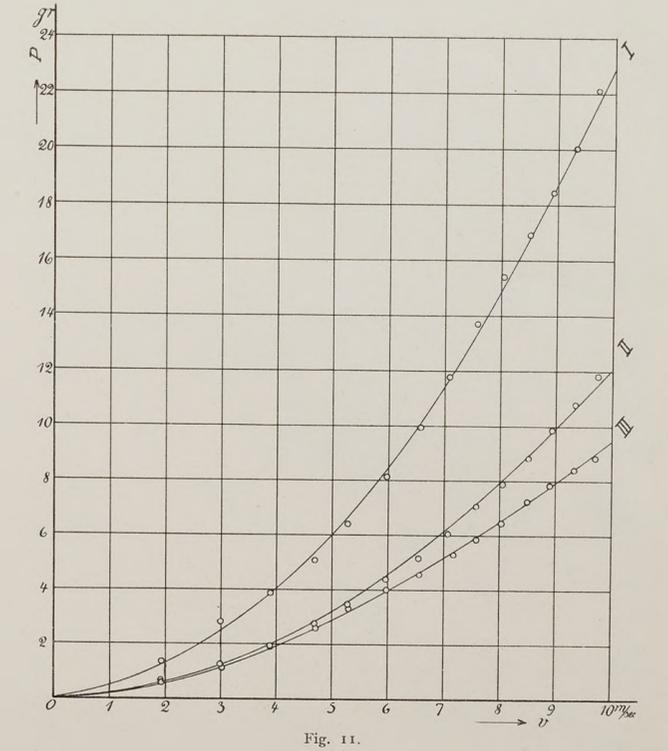


Fig. 11.

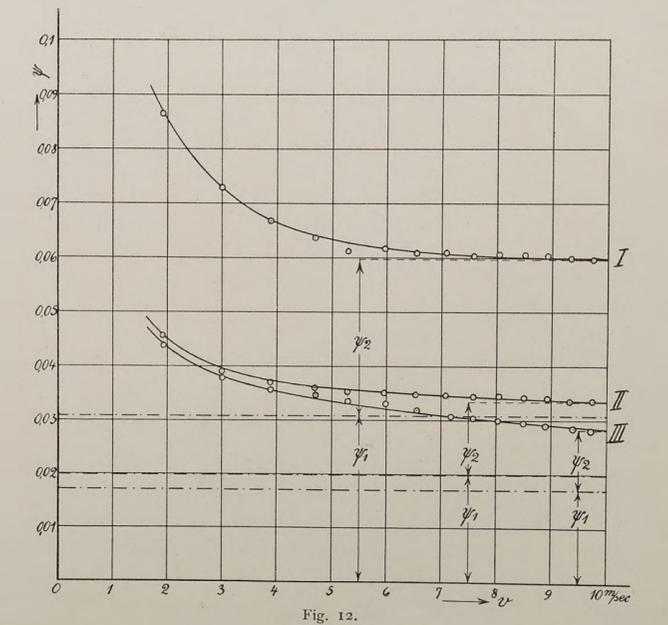


Fig. 12.

Fig. 17.
Daimler-Flugmotor.
Ansicht von der Vergaserseite.

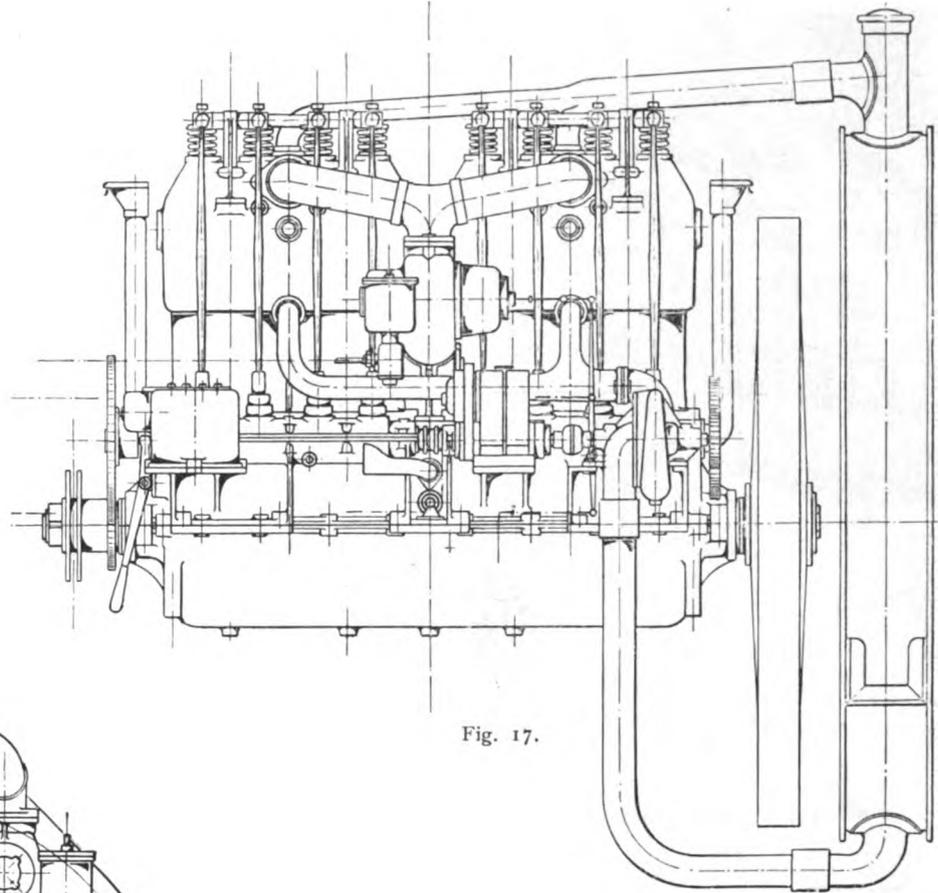


Fig. 17.

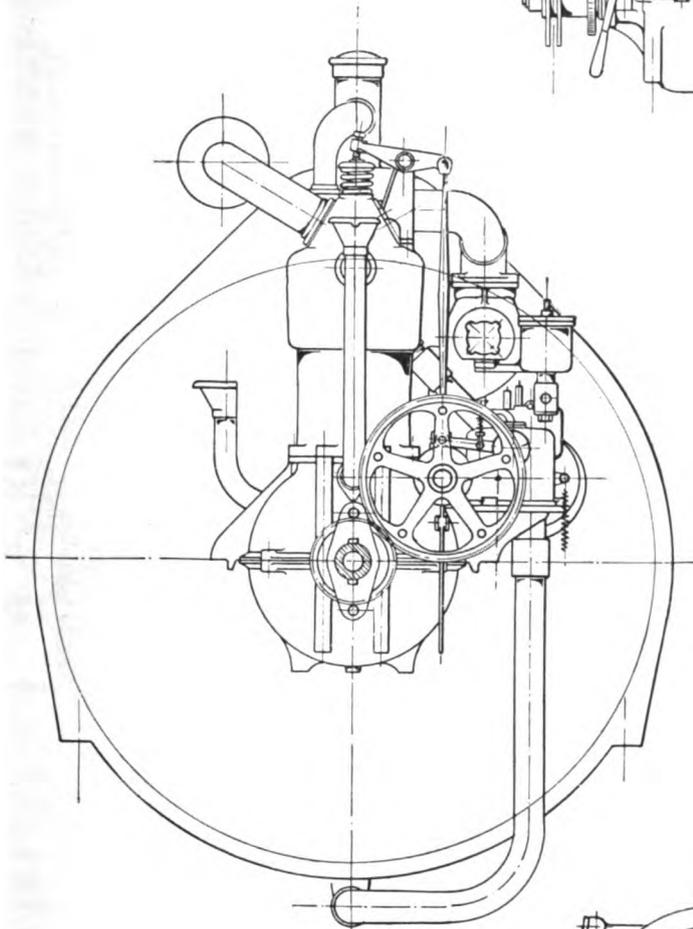


Fig. 18. Daimler-Flugmotor. Ansicht von vorn.

Fig. 18.

Fig. 19.
Daimler-Flugmotor.
Ansicht von oben.

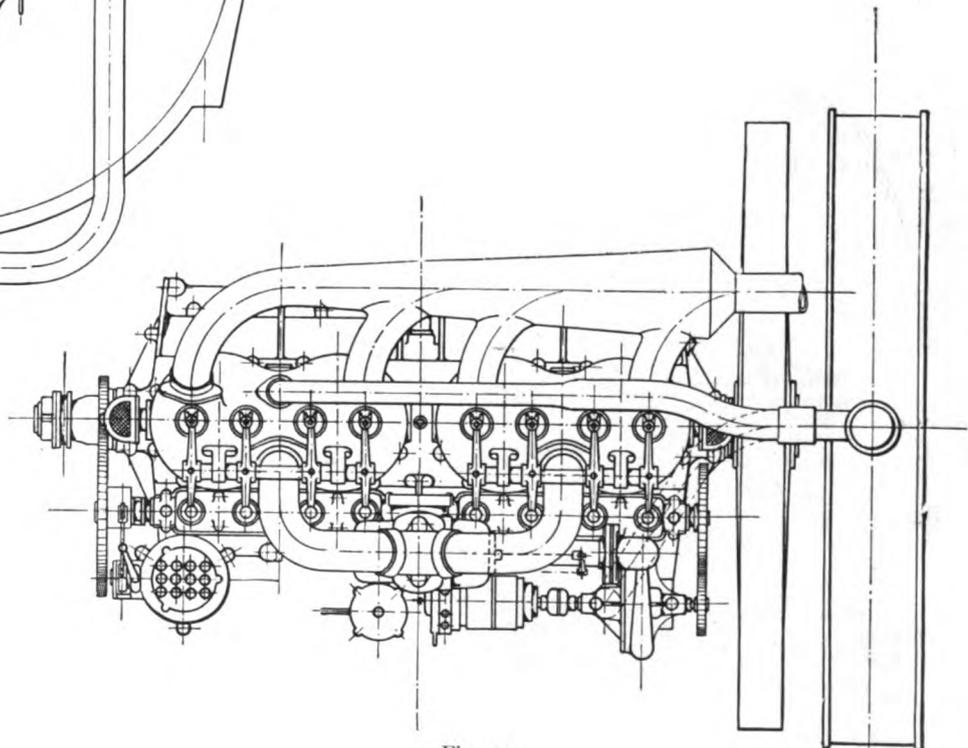


Fig. 19.

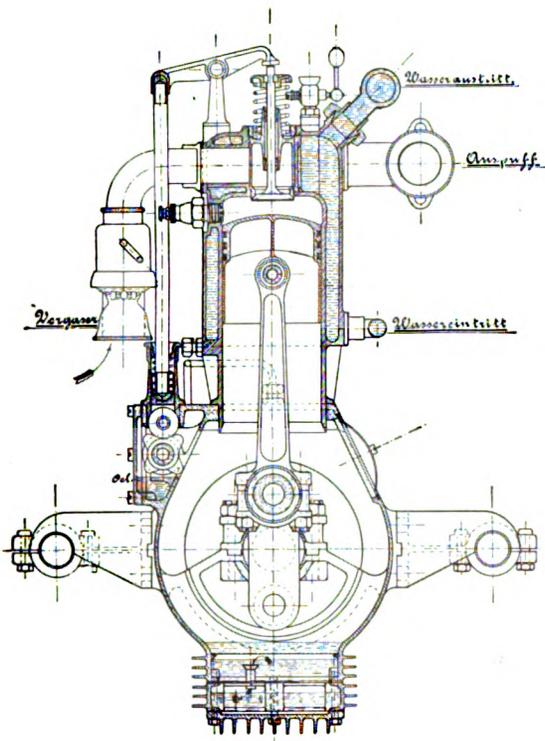


Fig. 20. Querschnitt.

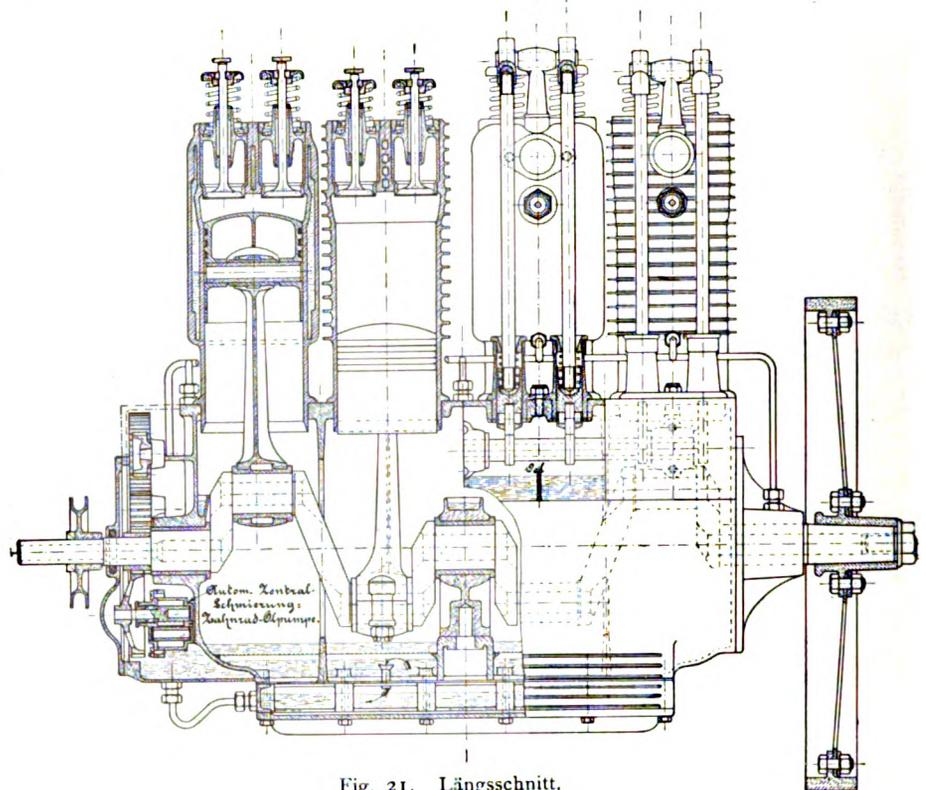


Fig. 21. Längsschnitt.

Fig. 20 bis 22. Escher-Flugmotor mit stehenden Zylindern.

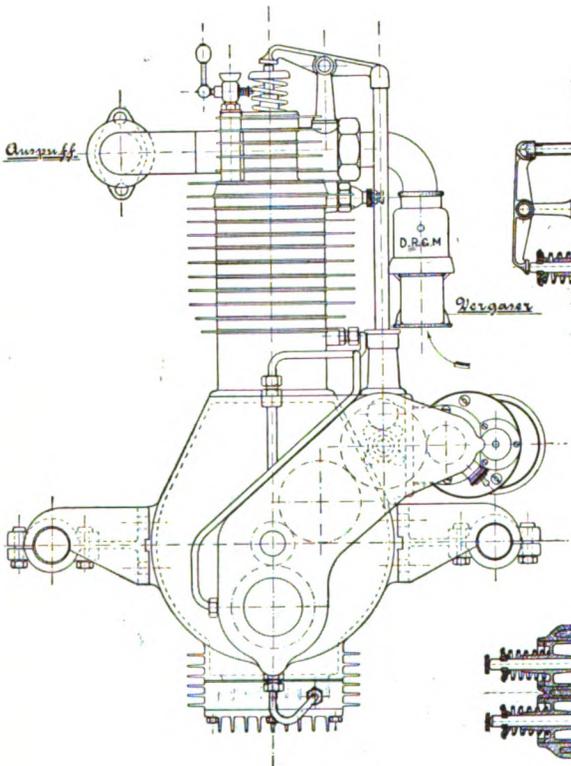


Fig. 22. Ansicht von vorn.

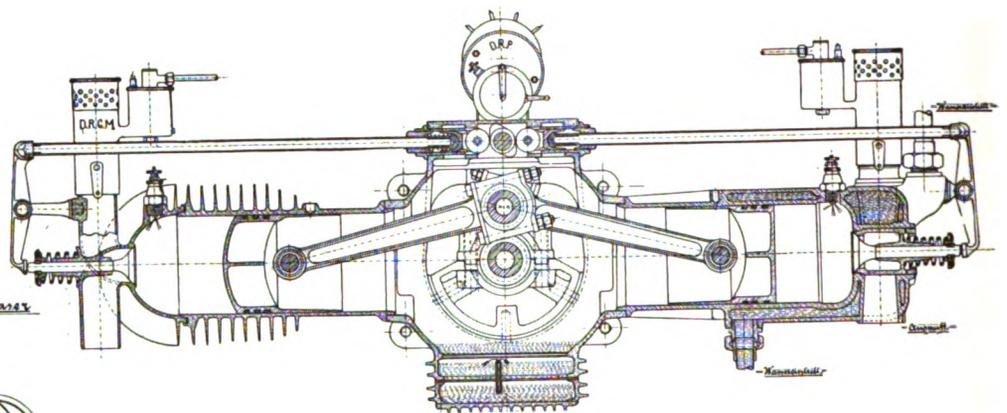


Fig. 23. Querschnitt.

Fig. 23 bis 24.
Escher-Flugmotor mit
liegenden Zylindern.

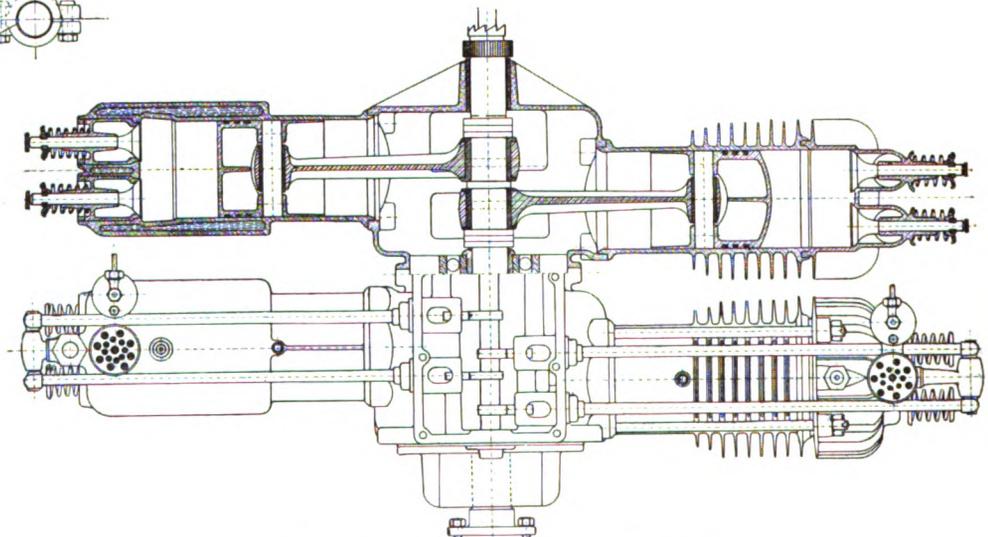


Fig. 24. Ansicht von oben bzw. Schnitt.

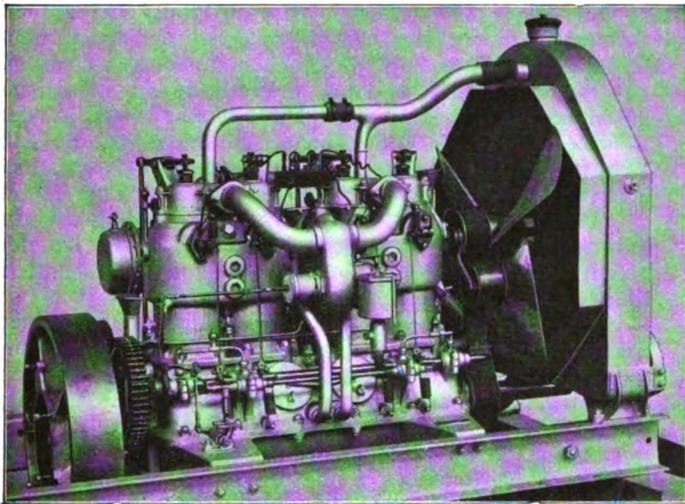


Fig. 25. Daimler-Luftschiffmotor (Vergaserseite).

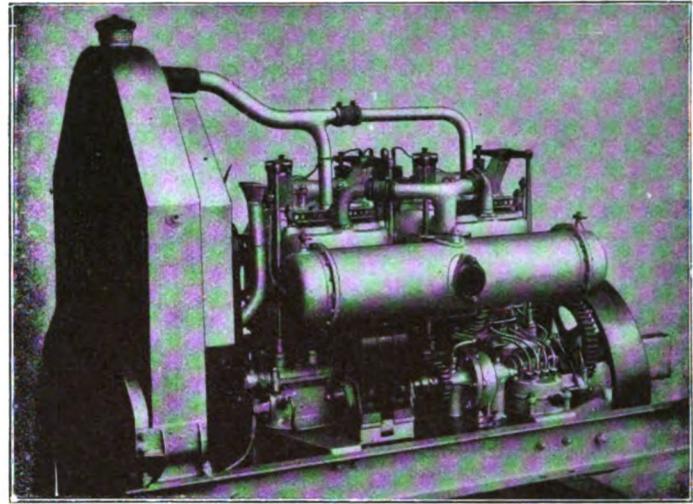


Fig. 26. Daimler-Luftschiffmotor (Auspuffseite).

für die Einlaßventile wird besonders aufgesetzt und bildet für je zwei Zylinder ein Stück. Dieses Gußstück trägt auch die Lager für die Schwinghebel der Einlaßventile und die Anschlußstutzen für die Rohrleitung zum Vergaser.

Der Vergaser ist mit einem Drosselschieber ausgerüstet, der sowohl von Hand als von dem im Antriebsrad der Einlaßsteuerwelle liegenden Fliehkraftregler beeinflusst werden

Während der Daimler-Flugmotor mit Hochspannungskernenzündung arbeitet, werden die Luftschiffmotoren mit Abreißzündung ausgerüstet. Das Abreißgestänge wird von der Steuerwelle der Einlaßventile betätigt. Der Magnetapparat dagegen wird durch Zahnräder von der Steuerwelle der Auslaßventile angetrieben. Die gleiche Welle treibt auch die Pumpe für das Kühlwasser an.

Fabrikant	Typ	Zylinderzahl	Bohrung	Hub	Umdrehungen		Leistungen		Gewicht mit Vergaser, Kühler ohne Kühler	Benzinverbrauch pro PS/Std.
					normal	maximal	normal	maximal		
Daimler	Luftschiffmotor	4	140	130	1200	1300	60	70	150	0,230
»	»	4	175	150	1100	1200	100	110	250	0,220
»	Flugmotor	4	110	140	1250	1350	45	55	125	0,225
»	Luftschiff	8	175	150	1100	—	210	240	360	0,220
Escher	2 L 125 lieg. Zylinder	2	125	120	1350	1450	20	24	60	
»	4 S 90 steh. Zylinder	4	90	100	1450	1550	18	20	55	
»	4 L 110 lieg. Zylinder	4	110	120	1350	1450	30	36	95	
»	4 L 125 liegend	4	125	120	1350	1450	40	50	110	
»	4 S 195 stehend	4	125	120	1350	1450	40	50	130	
»	4 S 160	4	160	180	1200	1300	85	100	160	
Argus	Flugmotor	4	124	130	1200	1300	45	55	129	250

kann. Der Vergaser saugt die Haupt- und Nebenluft durch dasselbe Rohr an. Die Luft kann durch einen Reglerschieber so eingestellt werden, daß durch den Vergaser nur Warmluft vom Wärmrohr über der Auspuffleitung angesaugt wird, oder nur frische Luft, und jede beliebige Zwischentemperatur. Die Benzinmenge läßt sich durch die einstellbare Düse regulieren.

Der Kühlapparat, ein Daimler-Bienenkorbkühler wie bei den Daimler-Automobilen üblich, wird mit dem Motor zusammen auf einen Fundamentbock montiert. Hinter dem Kühler ist ein dreiflügler Ventilator angeordnet, der durch einen von einer Spannrolle mittels Feder gespannten Flachriemen von der Kurbelwelle angetrieben wird.

Die Auslaßsteuerwelle treibt noch den Schmierapparat

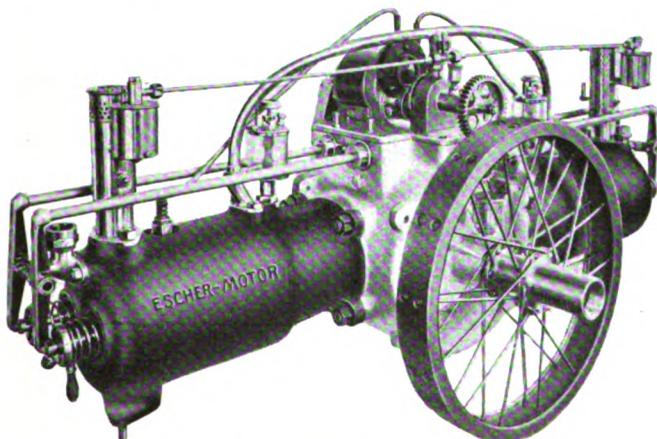


Fig. 27. Escher-Flugmotor mit liegenden Zylindern.

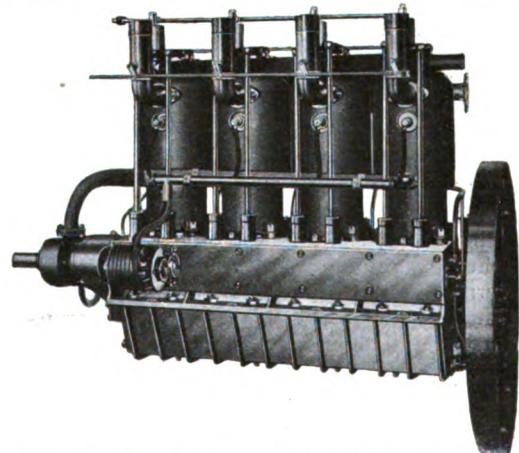


Fig. 28. Escher-Flugmotor mit stehenden Zylindern.

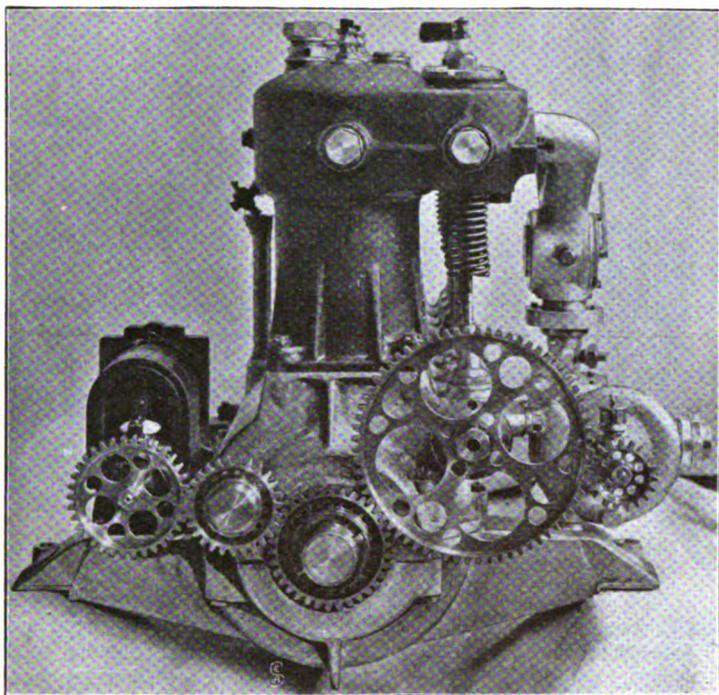


Fig. 29. Flugmotor der »Argus«-Motoren-Gesellschaft.

mittels Schaltmechanismus an und wird allen Schmierstellen das Öl durch besondere Rohrleitungen unter Druck zugeführt.

Die Kurbelwelle trägt auf der Antriebsseite ein leichtes Schwungrad aus Stahlguß, in dessen erweiterter Nabe eine Federbandkupplung eingebaut ist.

Der Daimler-Luftschiffmotor wiegt ca. 3 kg pro PS, hat sich aber als sehr betriebssicher erwiesen und wird zurzeit an allen Zeppelin-Luftschiffen und an mehreren Parseval-Luftschiffen benutzt.

In neuester Zeit wird der Daimler-Luftschiffmotor auch als Achtzylindermotor gebaut und sind zwei derartige Motoren in das von Professor Schütte konstruierte Luftschiff eingebaut, das auf der Luftschiffwerft der Firma Lanz in Mannheim gebaut worden ist. Vier Motoren der Vierzylinder-type 100/115 PS sind auch in das Siemens-Schuckert-Luftschiff eingebaut. Schließlich sei noch bemerkt, daß die Gebr. Lebaudy in dem ersten Luftschiff nach System Juillot einen Daimler-Motor von 35 PS eingebaut hatten.

Die Firma Bernhard Escher A.-G. in Chemnitz hatte auf der Motorboot- und Motorenausstellung in Berlin ihren Zweizylinder-Flugmotor ausgestellt, doch baut die Firma denselben Typ auch mit vier und acht Zylindern. Die Zylinder sind am Gehäuse liegend, einander gegenübergestellt, angeordnet. Bei dieser Anordnung erreicht man schon bei zwei Zylindern einen ziemlich guten Massenausgleich, und der Abstand von einer Explosion zur anderen ist gleich. Allerdings läßt es sich nicht vermeiden, daß ein Kippmoment auftritt, da die Zylinder nicht in einer Achse liegen können. (Fig. 27.)

Je nach Wunsch wird dieser Motortyp mit Zylindern für Luft- oder Wasserkühlung geliefert. Bei den wassergekühlten Zylindern bildet der Zylinder mit dem Wassermantel und dem Zylinderkopf ein Stück. Bei den luftgekühlten Zylindern ist der Zylinderkopf extra aufgesetzt und wird durch vier Bolzen mit dem Zylinder- bzw. dem Kurbelgehäuse verbunden.

Ein- und Auslaßventile sind gesteuert. Bei den Zylindern mit Wasser-

kühlung sind die Ventilsitze herausnehmbar angeordnet. Bei den Zylindern mit Luftkühlung ist dies nicht notwendig, da der Zylinderkopf leicht abgenommen werden kann.

Bemerkenswert ist, daß jeder Zylinder mit einem besonderen Vergaser ausgerüstet ist, und zwar ist der Vergaser direkt auf den Zylinderkopf aufgesetzt, so daß Rohrleitungen für das frische Gasgemisch in Fortfall kommen.

Die Zündung erfolgt durch einen Magnetinduktor mit Hochspannung-Kerzenzündung, und zwar ist der Magnet über der Steuerwelle montiert, von der er mittels Stirnzahnrädern angetrieben wird.

Auf der Antriebsseite der Kurbelwelle ist ein leichtes Schwungrad montiert, das nach Art der Räder für Fahrräder gebaut ist, indem von einer Nabe mit zwei Kränzen tangential verlaufende Drahtspeichen nach einem Stahlring, der als Schwungradkranz dient, geführt sind.

Außer diesem Motor mit liegenden Zylindern baut die Firma Escher noch Luftschiff- und Flugmotoren mit vier stehenden Zylindern. Die Zylinder selbst sind die gleichen wie bei den liegenden Motoren und ist überhaupt die Konstruktion des Motors, abgesehen von den Änderungen, die durch die andere Anordnung der Zylinder bedingt sind, die gleiche. Bei beiden Motortypen findet die Schmierung durch eine Zahnradpumpe statt, die unten im Kurbelgehäuse eingebaut ist und aus einem unter dem Kurbelgehäuse angeordneten Ölbehälter das Öl aufnimmt, um es durch besondere Rohrleitungen nach den Zylindern, den drei Gleitlagern der Kurbelwelle und der in Kugellagern gelagerten Steuerwelle zu drücken. (Fig. 28.)

Der Argus-Flugmotor, welcher ebenfalls in Berlin ausgestellt war, hat von deutschen Flugmotoren zurzeit neben den Motoren von Daimler, Escher und Wunderlich die meiste Verbreitung gefunden. Der Motor für Flugapparate von Argus entspricht fast ganz dem normalen Automobilmotor mit vier Zylindern. Die Zylinder sind paarweise zusammengekössen, Ein- und Auslaßventile auf einer Seite angeordnet, beide Ventile sind gesteuert. Alle vier Zylinder werden durch einen Vergaser gespeist, von dem bekannten G.-A.-Typ mit automatischer Luftregulierung. Die Schmierung erfolgt durch das Kurbelgehäuse; eine Ölpumpe ist nicht vorhanden. Der Motor wird nur in einer Größe gebaut mit einer Bohrung von 124 mm bei 130 mm Hub und leistet der Motor bei 1200 Touren 50 PS. — Bei den mehrfachen Bremsproben, die der Verfasser an Argus-Motoren vornahm, wurde eine Höchstleistung von 55 PS erreicht, 46 PS im Dauerbetriebe während 2 Std. Im Verhältnis zur Motorgröße war der Brennstoffverbrauch gering und betrug pro PS-Stunde nur 0,25 kg.

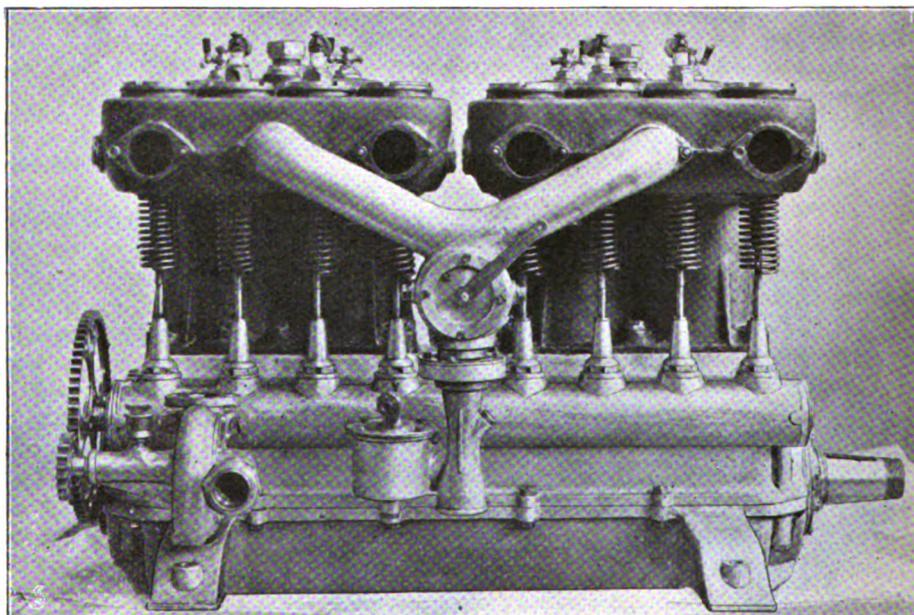


Fig. 30. »Argus«-Motor, Ansicht von der Vergaserseite.

Obwohl an dem Motor keine auf besondere Leichtigkeit ausgehende Konstruktionsprinzipien zur Anwendung kommen, ist auch das Gewicht desselben nicht als hoch zu bezeichnen, da der Motor ohne Schwungrad nur 125 kg wiegt. Ohne Zweifel läßt sich das Gewicht, namentlich durch andere Konstruktion der Zylinder, wobei trotzdem der Kühlmantel verlängert werden kann, noch verringern, auch wenn, was zu empfehlen wäre, eine Ölpumpe eingebaut wird.

Bewertung des deutschen Wrightpatentes.

Von Patentanwalt Apitz, Berlin. (Schluß.)¹⁾

Alle fünf angeführten Veröffentlichungen, nämlich die Illustrierten Aeronautischen Mitteilungen, die amerikanische Patentschrift 582 757, das Mödebecksche Taschenbuch und schließlich die beiden Schriften von Wilbur Wright, die sämtlich vor Anmeldung des Wrightschen Patenten in Deutschland erschienen sind, geben somit teils allein, teils im Zusammenhang ein klares Bild von der Tragflächenverwindung, so wie sie als Kennzeichnung 1 (vgl. den ersten Teil dieses Aufsatzes, Heft 3/4, 1910, dieser Zeitschrift, Seite 40, linke Spalte oben) angegeben ist. Da somit diese Verwindung selbst nicht mehr neu war, konnte sie auch nicht mehr unter Schutz gestellt werden. Infolgedessen beschränkten sich die Gebrüder Wright mit ihren Ansprüchen ausdrücklich auf die Kombination der Tragflächenverwindung mit der selbsttätig wirkenden Kupplung des Schwanzsteuers. Nun hat das Patentamt aber auch diese Kombination an sich nicht als patentfähig anerkannt, sondern nur ihre Anwendung zum Zwecke der Erhaltung der Gleichgewichtslage, und zwar mit der Wirkung, daß durch Verwinden der Tragflächen und Einstellen der Tragflächenenden unter verschiedenen Winkeln nicht auch gleichzeitig eine Drehung des Apparates um eine senkrechte Achse stattfindet. Dies ist im letzten Teile des Patentanspruches 1, der sich auf die Zweckangabe erstreckt, hervorgehoben. Dort heißt es wörtlich:

»zum Zweck, den Gleitflieger um die in der Flugrichtung liegende Mittelachse zu drehen, ohne daß eine gleichzeitige Drehung des Apparates um seine senkrechte Mittelachse erfolgt.«

Für Kombinationspatente hat das Reichsgericht durch verschiedentliche Entscheidungen festgelegt, daß auch einzelne Kombinationselemente, insbesondere in Verbindung mit anderen, an sich nicht geschützten Elementen behufs Erzeugung einer gleichwertigen Kombination Schutz genießen. Dies gilt jedoch nur dann, wenn die fraglichen Kombinationselemente an sich neu sind. Ist dies aber nicht der Fall, so ist das Kombinationselement unbehindert durch das Patent anwendbar, sobald die patentierte Kombination nicht benutzt und die dadurch beabsichtigte Wirkung nicht erreicht wird. Dies trifft aber auf die Wrightsche Patentschrift zu. Denn, wie oben nachgewiesen, ist die Verwindung der Tragflächen zum Zwecke der Erhaltung der Gleichgewichtslage und der Steuerung des Apparates bekannt gewesen, stellt also kein neues Konstruktionselement dar. Daraus folgt, daß die Verwindung nur dann Schutz genießen kann, wenn die zur Verwindung dienende Stellvorrichtung mit dem Schwanzruder gekuppelt ist, und zwar derart, daß dieses Schwanzruder dem Wind mit derjenigen Seite dargeboten wird, die der unter dem kleineren Winkel eingestellten Tragflächenseite zugekehrt ist. Unter einer Kupplung

¹⁾ Erweiterter Abdruck des Vortrages im Verein Deutscher Flugtechniker in Berlin.

dieser Art kann aber nur eine solche verstanden werden, bei der die Stellvorrichtung für die Tragflächenenden mit dem Schwanzruder zwangsläufig verbunden ist, so daß bei einer gewissen Bewegung der Stellvorrichtung das Schwanzruder ebenfalls eine bestimmte, stets gleiche Bewegung vollführt.

Aus diesem Grunde können Flugapparate, die eine Verwindung der Tragflächen und ein davon unabhängig verstellbares Schwanzruder oder sonstiges Seitensteuer benutzen, nicht in den Schutzbereich des deutschen Wrightpatentes fallen, da ihnen der wesentlichste Teil, nämlich die Kupplung zur zwangsläufigen Bewegung der Verwindungsstellvorrichtung und des Seitensteuers, fehlt.

Für die Beurteilung der vorliegenden Frage ist auch von Wichtigkeit, daß das Wrightsche Patent ausdrücklich auf einen Gleitflieger erteilt ist. Dies hat insofern eine wesentliche Bedeutung, als die zwangsläufige Kupplung der beiden genannten Elemente nur Sinn für einen Gleitflieger hat; für Kraftflieger ist eine solche Anordnung, wie sie im Anspruch 1 des Wrightpatentes angegeben ist, durchaus unbrauchbar, da durch die Kupplung des Seitensteuers mit der Stellvorrichtung die freie Seitensteuerung des Apparates behindert ist, d. h. ein nach dem Wrightpatent hergestellter Kraftflieger könnte stets nur in gerader Richtung fliegen, nicht aber eine Kurve fahren. Denn sobald die Tragflächenenden unter verschiedenen Winkeln eingestellt werden, wird das Schwanzsteuer zwangsläufig nach der Seite gedreht, auf der die Tragflächen im kleineren Winkel eingestellt sind. Der kleinere Winkel bietet aber dem Wind einen geringeren Widerstand, so daß diese Seite des Apparates der anderen voreilt. Diese Wirkung wird nun durch das Schwanzsteuer wieder aufgehoben, so daß eine geradlinige Flugrichtung sich ergibt. Dies haben auch die Gebrüder Wright selbst erkannt, denn es existiert nicht ein einziger Wrightscher Kraftflieger, der die im Patentanspruch gekennzeichnete Einrichtung aufweist.

Zwar benutzen die Gebrüder Wright und ihre Lizenznehmer eine Stellvorrichtung, die es gestattet, mittels eines gemeinsamen Hebels entweder die Flächen oder das Schwanzsteuer für sich oder aber auch beide Einrichtungen gemeinsam zu verstellen. Aber diese gleichzeitige Verstellung läßt auch das Schwanzruder beliebig nach der Seite hin bewegen, auf der die Tragflächen in dem größeren Winkel eingestellt sind, was ja nötig ist, wenn eine Kurve gefahren werden soll. Mit dieser Einrichtung ist aber die Wrightsche Erfindung, so wie sie patentierte ist, sowohl der Anordnung als auch dem Zwecke und der Wirkung nach verlassen.

Es ist noch auffällig, daß sich das Patent ausdrücklich auf einen Gleitflieger mit zwei übereinander angeordneten Tragflächen erstreckt, also auf einen Doppeldecker. Dies dürfte jedoch für eine etwaige Verletzungsfrage keine Bedeutung haben, da nach ständiger Rechtsprechung der Schutz auch für einen Eindecker Geltung haben müßte, wenn er die schutzbegründenden Merkmale aufwiese. Man könnte ja sonst das Patent einfach dadurch umgehen, daß man die untere Tragfläche wegließe und dafür einen nicht bespannten Rahmen zur Unterstützung der unteren Pfostenenden benutzte.

Wenn bei der Erteilung des Wrightpatentes die Absicht vorgelegen hätte, die Tragflächenverwindung auch an sich unter Schutz zu stellen, so würde dem das Patent Nr. 155358 des Hauptmanns Fritz Robitzsch in Duisburg entgegengestanden haben. Diese Patentschrift ist zwar erst am 2. November 1904 im Druck erschienen, so daß sie dem am 24. März 1904 angemeldeten Wrightschen Patent als druckschriftliche Vorveröffentlichung nicht entgegengehalten werden konnte, doch hat das Robitzsch-

patent auf das Wrightpatent insofern einen gewissen Einfluß, als ersteres früher angemeldet wurde als letzteres, nämlich am 26. November 1902. In dem Robitzschpatent ist bereits eine Tragflächenverwindung beschrieben und geschützt, die mit der Wrightschen identisch ist. Es heißt nämlich in der Patentschrift 155 358 auf Seite 1, Zeile 48 ff.:

»... , während das Steuern in wagerechter Ebene durch entgegengesetztes Verstellen der Tragflächen oder durch Verdrehen eines Teils der einen Tragfläche um seine Längsachse erfolgt.«

Auf Seite 3, Zeile 22 ff. sagt Robitzsch:

»Einfacher erfolgt die Steuerung in wagerechter Ebene durch das bekannte Verdrehen der Tragflächen um ihre Längsachse. Am besten ist diese Steuerung aber dadurch zu erreichen, daß nur eine der Tragflächen in einem Teil, z. B. mit der Hinterkante *m* oder auch nur an der Spitze, um ihre Längsachse *e* bzw. *f* gedreht wird.«

Und endlich ist durch den Anspruch 3 dieses Patentbesitzes folgendes geschützt:

»3. Verfahren nach Anspruch 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, daß durch entgegengesetztes gleichmäßiges Verstellen der Tragflächen in wagerechter oder nahezu wagerechter Ebene oder durch Drehen eines Teiles der Tragflächen um ihre Längsachse ein Druckunterschied und infolge der hierdurch bedingten einseitigen Verzögerung in der Vorwärtsbewegung ein Steuern der Flugmaschine in wagerechter Ebene erreicht werden soll.«

Freilich hat Robitzsch mit diesem Verfahren nur ein Steuern der Flugmaschine in wagerechter Ebene, also um die senkrechte Achse bezweckt. Es ist jedoch klar, daß durch diese der Wrightschen identische Verwindung auch das gleiche eintreten muß, wie bei Wright, d. h. außer der Drehung um die senkrechte Achse noch eine Drehung um die Längsachse.

Die Verwindung, und zwar auch eine unsymmetrische, bildet also den Gegenstand des Robitzschschen Patentbesitzes. Da nun nach § 3, Abs. 1, des Patentgesetzes eine spätere Anmeldung den Anspruch auf ein Patent nicht begründen kann, wenn die Erfindung Gegenstand des Patentbesitzes eines früheren Anmelders ist, so würde nach § 10, Ziffer 2, des Patentgesetzes das Wrightsche Patent in bezug auf die Tragflächenverwindung für nichtig erklärt werden müssen, wenn die Verwindung an sich durch das Patent geschützt wäre. Durch § 3 des Patentgesetzes ist ferner bestimmt, daß der spätere Anmelder nur Anspruch auf Erteilung eines Patentbesitzes in entsprechender Beschränkung habe, wenn die Voraussetzung, daß die Erfindung Gegenstand des Patentbesitzes des früheren Anmelders ist, teilweise zutrifft. Diese Bestimmung in Verbindung mit dem Robitzschpatent muß also eine beschränkende Wirkung auf das Wrightpatent ausüben. Vergleicht man übrigens die geschützte Wrightsche Erfindung mit der Robitzschschen, so zeigt sich, daß Robitzsch durch die Tragflächenverwindung eine Seitensteuerung beabsichtigt hat, während die Gebrüder Wright durch die ihnen geschützte Erfindung gerade bezweckten, die durch die Flächenverwindung entstandene Seitensteuerung wieder aufzuheben, und zwar durch den Gegendruck des entsprechend automatisch umgelegten Seitensteuers, das der durch die unsymmetrische Tragflächenverwindung. Das Robitzschpatent ist zwar inzwischen erloschen, doch werden dadurch die Wirkungen der angezogenen §§ 3 und 10 des Patentgesetzes nicht aufgehoben, da an jenen Stellen nicht von noch bestehenden Patentbesitz, sondern allgemein von Patentbesitz

des früheren Anmelders die Rede ist. — Gerechterweise muß noch hervorgehoben werden, daß freilich auch der Anspruch 3 des Robitzschpatentes durch die oben unter 4) angeführte Veröffentlichung »Some Aeronautical Experiments« als vorweg genommen erscheint, so daß den Gebrüdern Wright wohl die Priorität für die Tragflächenverwindung gebührt, daß sie sich des Alleinbesitzes für Deutschland aber durch ihre eigenen druckschriftlichen Veröffentlichungen entäußert haben. Dies mag für die Gebrüder Wright und ihre Rechtsnachfolger in Deutschland schmerzlich sein, kann aber nicht dazu führen, daß die deutschen Flugtechniker, denen die Flächenverwindung durch jene Veröffentlichungen als Allgemeingut rechtlich zugefallen ist, sich dieses Besitzes, der ihnen in zweiter Linie auch durch ihren Landsmann Robitzsch überkommen ist, schämten. — *Beati possidentes!*

Zu untersuchen ist endlich noch die Frage, ob für das deutsche Wrightpatent 173 378 auf Grund der Bestimmungen des internationalen Unionsvertrages ein Prioritätsrecht aus dem die gleiche Erfindung betreffenden amerikanischen Wrightpatent 821 393 abgeleitet werden kann. Das amerikanische Patent ist am 23. März 1903 angemeldet worden, die Vereinigten Staaten von Nordamerika sind der internationalen Union am 3. März 1903, also vor Anmeldung des Wrightschen Patentbesitzes in Amerika, beigetreten. Der Beitritt Deutschlands erfolgte am 1. Mai 1903, und das Wrightsche Patent wurde in Deutschland am 23. März 1904, also genau innerhalb der nach dem Unionsvertrage vorgeschriebenen zwölf Monate angemeldet. Aus den genannten Daten ergibt sich, daß die Anmeldung in Amerika erfolgt ist, als der Unionsvertrag zwar für Amerika, nicht aber schon für Deutschland Gültigkeit hatte, das erst etwa zwei Monate später beigetreten war. Da der Beitritt keine rückwirkende Kraft besitzt, so können für außerdeutsche Anmeldungen, die vor dem 1. Mai 1903 erfolgt sind, in Deutschland keine Prioritätsrechte, die rückwärts über den 1. Mai hinausgehen würden, in Anspruch genommen werden. Infolgedessen genießt das deutsche Wrightpatent keinen Anspruch auf die Priorität der amerikanischen Anmeldung, und die Veröffentlichungen, die in den Zeitraum zwischen dem 23. März 1903 und dem 23. März 1904 fallen, haben daher für das deutsche Wrightpatent volle Gültigkeit. Darüber, daß der Unionsvertrag Prioritäten über den 1. Mai 1903 hinaus nicht gewähren kann, hat auch das Patentamt bereits entschieden.

Zur Bewertung des Wrightpatentes dürften die obigen Ausführungen den deutschen Flugtechnikern einen nützlichen Hinweis bieten, wobei noch darauf aufmerksam gemacht sein mag, daß die Wirkungen, die das amerikanische Patent der Gebrüder Wright in Amerika zeitigt hat, für die Bewertung des deutschen Wrightpatentes keine Bedeutung haben können; denn das amerikanische Patent ist in ganz anderem Umfang und unter ganz anderen Voraussetzungen zur Erteilung gelangt als das deutsche. Es liegt daher für die deutschen Flugtechniker keine Veranlassung vor, aus den bisher bekanntgewordenen rechtlichen Folgen des amerikanischen Patentbesitzes irgendwelche Schlüsse auf das deutsche Wright-Patent zu ziehen.

Holzluftschiffe.

Von Gerhard Wichmann.

Auf dem Wege über das französische Patentamt werden zwei deutsche Erfindungen näher bekannt, die schon seit längerer Zeit auf Grund von Andeutungen, welche in der Presse zerstreut zu finden waren, das

Interesse der Fachleute erregten. Unter Nr. 406 179 bzw. 405 718 sind nämlich den Herren Rettig und Koenen einerseits, bzw. Herrn Huber andererseits französische Patente je auf eine besondere Ausbildung von Holzversteifungsgerüsten für Luftschiffe erteilt worden.

Bekanntlich läßt die französische Republik von der Fa. Mallet-Paris einen Lenkbaren »System Spieß« nach dem Zeppelinotyp bauen, bei dem die Ring- und Längsversteifungen anstatt aus Aluminium aus Holz hergestellt werden; ein Modell dieses Luftschiffes war im vorjährigen Pariser Salon ausgestellt.

Dieser Bauart gegenüber bieten die vorgenannten Erfindungen aus dem Grunde erhöhtes Interesse, weil hier nicht eigentlich der Ersatz der bisher verwendeten Konstruktionsmaterialien durch Holz das Wesentliche ist, als vielmehr der Umstand, daß zum ersten Male ernsthaft der Versuch gemacht wird, der konstruktiven Eigenart des Holzes bei Luftschiffen eingehend Rechnung zu tragen.

In der Einleitung zu seiner Patentbeschreibung (406 179) weist Rettig darauf hin, daß neben der elektrischen Leitfähigkeit des von Zeppelin benutzten Aluminiums dessen geringe Elastizität die Ursache von Havarien gewesen ist. Diese Nachteile sucht er zu beheben, indem er dem Ballonkörper eine allseitig konvexe (nicht polygonal-zylindrische) Form gibt und die Starrheit der Versteifung zugunsten ihrer Elastizität so weit mildert, als sie für die Erhaltung der Form gerade ausreicht; und schließlich schaltet er durch Verwendung des zugleich sich großer Leichtigkeit (0,36—0,42) erfreuenden Holzes die Kondensatorwirkung beträchtlicher Metallmassen gegenüber elektrischen Einflüssen aus.

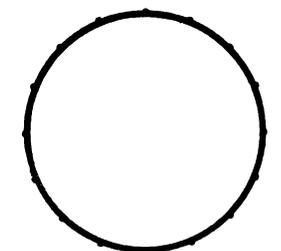


Fig. 2. Rettigsche Holzversteifung für Luftschiffe. Querschnitt durch den Tragkörper nach AB (Fig. 1).

Aus den beigelegten Skizzen ist die Rettigsche Konstruktion, die bereits in einem Modell halber Größe ausgeführt ist, zu erkennen. Das die Gaskörper umschließende Gerüst wird durch lange Stäbe aus amerikanischem Spruce- oder Pineholz, von welchem Längen bis 15 m in den Handel kommen, gebildet. Diese Stäbe sind aus zwei Hälften zusammengeleimt, nachdem sie außer an den Stellen, die die Verbindungsbolzen (S) aufzunehmen haben, zur Gewichtsersparnis ausgefräst sind (Fig. 4). Die Stäbe verlaufen über die ganze Länge des Tragkörpers in rechts- und linksgängigen spiralförmigen Windungen und in, der Spindelform angepaßten, schwach gekrümmten Längsrippen, so daß sich ein Netz bildet, welches aus dreieckigen Maschen besteht und unverschieblich genannt werden kann, andererseits aber eine Verbeulung in ziemlich weiten Grenzen zuläßt. Die Ver-

bindungsstellen sind, wie Fig. 3 zeigt, so ausgebildet, daß eine Querschnittsschwächung nach Möglichkeit vermieden wird.

Über die Aufhängung der Gondel und Anbringung der Propeller sind nähere Angaben nicht gemacht worden; es dürfte jedoch anzunehmen sein, daß besondere Schwierigkeiten hierbei nicht zu überwinden sind.

Als weitere, oben nicht erwähnte Vorzüge der Holzverwendung hebt Rettig hervor, daß die mit Firniß über-

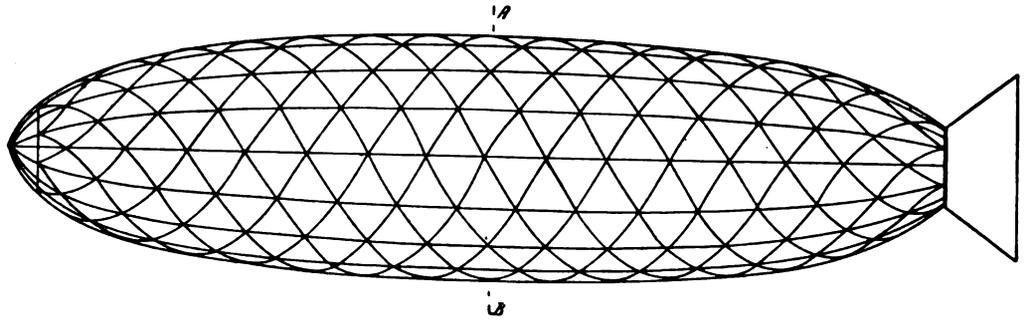


Fig. 1. Rettigsche Holzversteifung für Luftschiffe. Ansicht des Tragkörpers.

Als weitere, oben nicht erwähnte Vorzüge der Holzverwendung hebt Rettig hervor, daß die mit Firniß über-

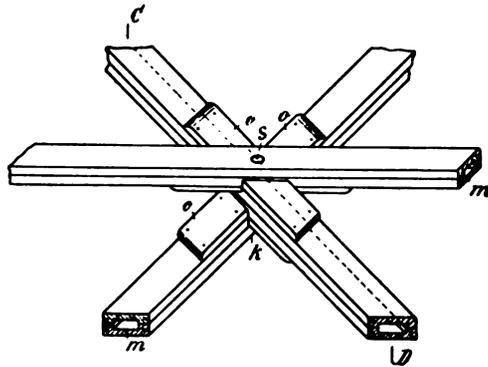


Fig. 3. Rettigsche Holzversteifung für Luftschiffe. Verbindung der Holzstäbe in den Kreuzungspunkten.

zogenen Holzstäbe weder chemischen Einflüssen (Oxydation usw.) noch Ausdehnung durch Wärme in dem Maße wie Metall ausgesetzt sind, und daß Holz bei Abkühlung nicht so sehr die Kondenswasserbildung ermöglicht; ferner sollen geringere Herstellungskosten und leichtere Reparatur durch ungeübte Hände das beschriebene System auszeichnen.



Fig. 4. Rettigsche Holzversteifung für Luftschiffe. Schnitt durch die Holzstäbe.

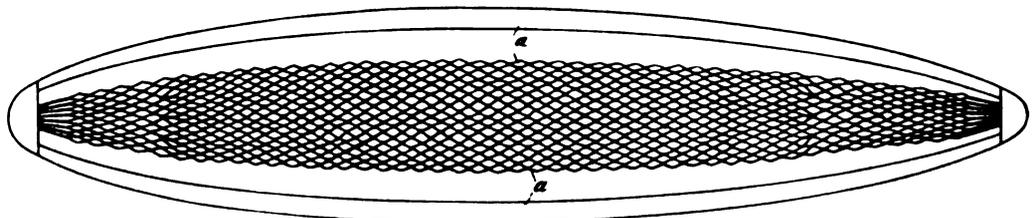


Fig. 5. Hubersche Holzversteifung für Luftschiffe. Ansicht des Tragkörpers.

Diese Vorteile kann auch Huber für seine Bauart (405 718) geltend machen, der einen ähnlichen Weg betritt. Wie bekannt, findet die Hubersche Konstruktion

Diese Vorteile kann auch Huber für seine Bauart (405 718) geltend machen, der einen ähnlichen Weg betritt. Wie bekannt, findet die Hubersche Konstruktion

beim Bau des von Karl Lanz, Mannheim, finanzierten Luftschiffes des Prof. Schütte, Danzig, Verwendung.

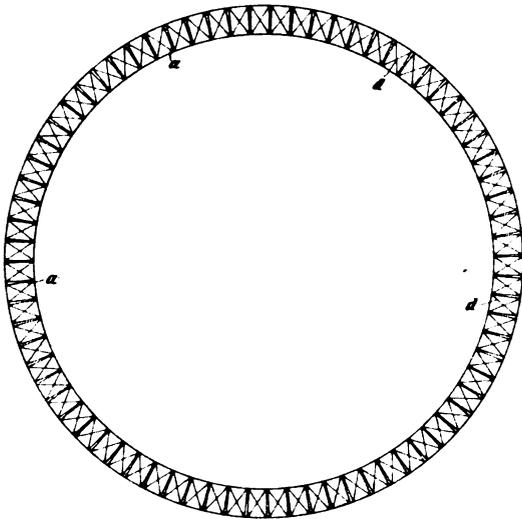


Fig. 6. Hubersche Holzversteifung für Luftschiffe. Querschnitt durch den Tragkörper.

Im Gegensatz zu Rettig benutzt Huber flache, furnierartige, radial-hochkant gestellte Holzstreifen (a), die außer der sich ebenfalls der Tragkörper-Spindelform anschließenden Krümmung in der Ebene ihres größten

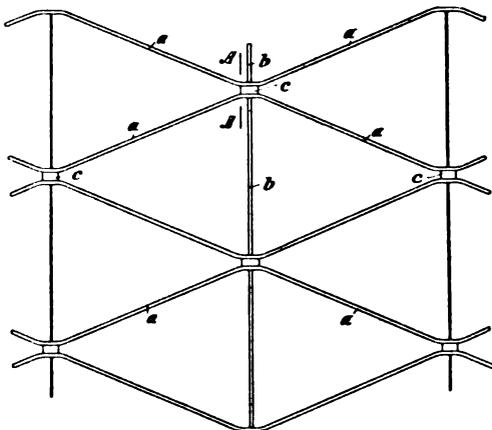


Fig. 7. Hubersche Holzversteifung für Luftschiffe. Verbindung der wellenförmigen Holzstreifen.

Widerstandsmomentes wellenförmig gepreßt sind und so von einem zum anderen Ende des Tragkörpers verlaufen, daß die Wellengipfel sich berühren und rhombische Zwischenräume bilden¹⁾. An den Berührungstellen

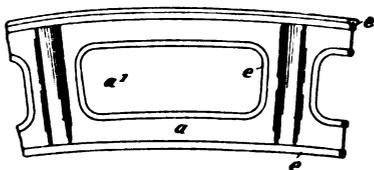


Fig. 8. Hubersche Holzversteifung für Luftschiffe. Ansicht der Holzstreifen, die von Aluminiumblechen eingefast sind.

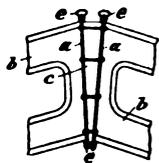


Fig. 9. Hubersche Holzversteifung für Luftschiffe. Schnitt durch eine Verbindungsstelle zweier Streifen.

sind keilförmige Distanzglieder (c) zwischen die Streifen gelegt und neben diagonalen Drahtverspannungen von Unterkante des einen zur Oberkante des anderen Streifens

¹⁾ Diese Konstruktion erinnert lebhaft an die Spielzeug-Atrappen von Luftschiffen u. dgl., bei denen Raumformen durch stellenweises Aneinanderkleben entsprechend gestanzter Papierblätter dargestellt sind.

querverlaufende Druck- oder Zugstützen vorgesehen. Der Umfangsverminderung nach den sich verjüngenden Enden des Tragkörpers hin trägt Huber dadurch Rechnung, daß er die Anzahl der Holzstreifen verringert. Zur Verstärkung und Verhinderung des Aufreißen der Streifen dienen entsprechend gewalzte dünne Aluminiumstreifen (c), die auch die zur Gewichtsverminderung vorhandenen Aussparungen einfassen.

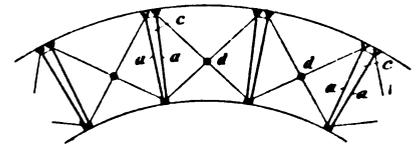


Fig. 10. Hubersche Holzversteifung für Luftschiffe. Schnitt durch einen Teil der Tragkörperperipherie.

Ein abschließendes Urteil über die vorstehend beschriebenen beiden Erfindungen läßt sich naturgemäß nicht fallen, da Erfahrungen noch nicht vorliegen. Die Zukunft wird es lehren, ob sie einen Fortschritt auf dem vom Grafen Zeppelin eingeschlagenen Wege darstellen.

Militärluftschiffahrt.

Von den deutschen Militärluftschiffen.

Das neue Luftschiff »M IV«, das in den Werkstätten der Sektion 8 des Berliner Luftschiffer-Bataillons unter Leitung des Majors Groß und des Oberingenieurs Basenach gebaut wird, ist fast fertiggestellt. Die Probefahrten dürften im August stattfinden. Dieses größte Luftschiff nach dem sog. halbstarren System hat eine Länge von 94 m bei 13 m Durchmesser. Der Ballon faßt 7500 cbm. Es sind zwei Gondeln vorgesehen mit je zwei Motoren, System Körting. Jeder Motor leistet 100 PS, das Luftschiff verfügt demnach über 400 PS und ist damit das Luftschiff mit der höchsten Maschinenleistung, dementsprechend wird es auch das schnellste Luftschiff sein. Das Luftschiff wird durch vier Propeller getrieben.

»M III« ist abmontiert. Die Hülle befindet sich zur Abänderung resp. Reparatur in der Ballonfabrik von A. Riedinger in Augsburg. Eines der M-Luftschiffe kommt voraussichtlich nach Königsberg, wo im Nordwesten der Stadt unter Leitung des Regierungsbaumeisters Milatz ein Militärluftschiffhafen erbaut wird. Neben diesem Hafen entstehen eine Kaserne für die neue Luftschifferabteilung und eine Anstalt zur Erzeugung von Wasserstoffgas. Die Halle wird etwa 150 m lang werden; sie soll bereits im Herbst fertiggestellt sein.

Von den Parseval-Luftschiffen.

»P III«, von der Militärbehörde »P II« genannt, ist durch Auswechseln der unstarren Propeller (mit losen Stoffflügeln) gegen halbstarre (elastische Flügel) Propeller verbessert worden.

»P IV« beginnt in den nächsten Tagen mit den Versuchsfahrten. Es ist dieses das erste Parseval-Luftschiff, das vom Kaiserlichen Aero-Klub angekauft wurde. Auch dieses Luftschiff erhielt einen halbstarren Propeller, da sich diese Konstruktion beim »P V« sehr gut bewährt hat. »P V« ist zurzeit entleert, da die Halle in Reinickendorf für die Versuchsfahrten mit »P IV« gebraucht wird. Der K. Ae. K. erhielt vom Kriegsministerium eine Subvention zu den Betriebskosten des Luftschiffes »P IV«. Auch andere für militärische Zwecke brauchbare Luftschiffe sollen subventioniert werden.

Am 2. Juni machte der »P IV« seine Probefahrt, wobei das Luftschiff von einer Gewitterboe überrascht wurde. Das Luftschiff wurde durch den starken Wind wohl abgetrieben, konnte aber doch nach seiner Halle zurückkehren und landete glatt.

Die Luftfahrzeug-Gesellschaft hat auf ihrer Luftschiffwerft in Bitterfeld zurzeit ein neues P-Luftschiff für die deutsche Militärverwaltung im Bau. Dieses Luftschiff, von der Militärverwaltung »P III« bezeichnet, erhält einen Ballon

von ca. 5700 cbm. Die Gondel wird wieder wie beim »P II« mit zwei Propellern und zwei Motoren ausgerüstet und soll das Luftschiff mit zwei Motoren von zusammen 240 PS eine Geschwindigkeit von 16 m pro Sekunde erreichen.

Von den Zeppelin-Luftschiffen.

Der Umbau des Luftschiffes »Z III«, jetzt von der Zeppelin-Luftschiffbau-Gesellschaft »Z L VI« genannt, ist beendet. Das Luftschiff ist um 8 m, von 136 m auf 144 m, verlängert worden, indem noch eine Gaszelle eingebaut wurde. Die vordere Gondel hat einen Motor von 120 PS, die hintere Gondel zwei gleich starke Motoren, zusammen stehen demnach 360 PS zum Antrieb der vier Propeller zur Verfügung. Dieses Luftschiff wird von der »Delag« (Deutsche Luftschiffahrt A.-G. in Frankfurt a. M.) übernommen, um Passagierfahrten auszuführen, falls das Reich das Luftschiff nicht ankauft. Für diese Gesellschaft ist ein größeres Luftschiff im Bau, »Z L VII« genannt, das fast fertiggestellt ist. Dieses Luftschiff ist 148 m lang bei 14 m Durchmesser und hat dabei 20000 cbm Gasinhalt gegen 16500 cbm des verlängerten »Z L VI« (früher 15000 cbm). Auch »Z L VII« erhält drei Motoren, jedoch von etwas größerer Leistung, je 140 PS. Beide Luftschiffe dürften eine Geschwindigkeit von etwas über 16 m pro Sekunde erreichen.

Ein gleiches Luftschiff wie »Z L VII« ist jetzt wieder von der Delag bestellt worden. Die Kabine für die Passagiere befindet sich in der Mitte und kann 20 Personen aufnehmen.

»Z L VI« macht die Fahrt nach Wien und soll nach seiner Rückkehr mit den Passagierfahrten begginnen werden. Bezüglich dieser Fahrten hat auch die Stadtverwaltung von Köln mit der Delag einen Vertrag geschlossen. Diese Fahrten sollen im August stattfinden und für das Luftschiff ein Ankerplatz bei Longerich vorbereitet werden. Anfang nächsten Jahres wird die Stadt Köln dann eine Luftschiffhalle bauen lassen, da Köln ebenso wie Hamburg ein Ausgangspunkt für regelmäßige Luftreisen werden soll. A. V.

Sportliche Nachrichten. Bedeutende Flugleistungen.

Am 23. Mai überflog der Deutsche Frey mit seinem Farman-Zweidecker Berlin. Frey verließ um 7 Uhr 36 Min. auf seinem Farman'schen Flugapparat das Flugfeld zu Johannisthal und nahm seinen Weg in einer Höhe von 300 bis 400 m über das Häusermeer Groß-Berlins. Vom Tempelhofer Felde aus flog Frey von ungezählten Tausenden von Straßen, Plätzen und Dächern aus in atemloser Spannung verfolgt, bis zum Tiergarten, wendete über dem Brandenburger Tor nach Osten, steuerte über die Linden und das Königliche Schloß hinweg und flog schließlich bei hereinbrechender Dämmerung, dem Laufe der Spree folgend, zurück nach Johannisthal, wo er um 8 Uhr 14 Min. glatt landete.

Mit dem Eindecker Etrich führte Illner am 17. Mai einen Überlandflug vom Flugfeld Steinfeld bei Wiener-Neustadt nach Wien und zurück nach dem Flugplatz aus.

Der bekannte englische Aviatiker Roll unternahm am 2. Juni nachmittags 6 $\frac{1}{2}$ Uhr von Dover aus einen Flug über den Kanal. Er erreichte die französische Küste in der Nähe von Sangatte im Departement Pas de Calais, wo er wendete und über den Kanal nach Dover zurückkehrte. Die Landung erfolgte glatt.

Der Amerikaner Glenn Curtiß hat am 29. Mai mit seinem Doppeldecker eigener Konstruktion den von der New York World gestifteten Überlandflugpreis von 10000 Dollars gewonnen. Curtiß stieg um 7 Uhr 2 Min. morgens in Albany auf, erreichte eine Höhe von 150 m und flog, dem Laufe des Hudsonflusses folgend, gegen die Ortschaft Poughkeepsie, wo er landete und Benzin einnahm. Der den Flieger begleitende besonders schnelle Exprefzug war nicht imstande, dem Drachenflieger zu folgen. Um 9 Uhr 22 Min. erhob sich Curtiß abermals und flog mit einer Geschwindigkeit

von ungefähr 95 km pro Stunde gegen New York, überflog die große Drehbrücke und landete um 10 Uhr 40 Min. am oberen Teil der Manhattan-Insel. Schon um 11 Uhr 37 Min. stieg er wieder auf und flog bis Governor's-Island. Die durchflogene Strecke beträgt in der Luftlinie beinahe 300 km. Die größte von Curtiß während seines Riesenfluges erreichte Höhe betrug ca. 1000 m.

Zur internationalen Flugwoche in Budapest, die vom 5. bis 16. Juni stattfindet und wahrscheinlich nächst der Flugwoche von Reims die größte sportliche Bedeutung haben wird, haben viele ungarische Flugtechniker ihr Fernbleiben angekündigt, und zwar befürchten sie, den ausländischen Konkurrenten nicht gewachsen zu sein. In den Kreisen der ungarischen Flugtechniker befürchtet man, daß die großen Preise, die der Ungarische Aeroklub aussetzt, alle ins Ausland kommen werden. Bei den geplanten Überlandflügen ist eine einmalige Landung vorgeschrieben; eine dreimalige statthaft. Auch diese Konkurrenz ist mit hohen Preisen dotiert; die Gesamtsumme beträgt ca. 510000 Kronen, wovon 250000 von der Stadt Budapest gegeben wurden. Zum Start auf dem Wiener-Neustädter Flugplatz für den Flug nach dem Flugplatz von Budapest haben die Österreicher Warchalowska, Ritter von Pischof, Wiesenbach und Igo Etrich und der Ungar Schwarz gemeldet. Wie aus der nachstehenden Nennungsliste zu ersehen ist, haben fast alle bekannten ausländischen Flugmaschinenführer ihr Erscheinen zur Budapester Flugwoche zugesagt. Amerigo (ein Sommer- und ein Farmanbiplan), Bielovuci (Sanchez Besa), Chavez (Farman), Duraz, Efimoff (Farman), Paul (Voisin), Pequet (Sanchez Besa), Baronin de la Roche (Voisin), Rougier (Voisin), Engelhard (Wright), Etrich (eigenes System), Frey (Sommer), Guillemin (Wright und Farman), Illner (Etrich-Monoplan), Cullerot (Farman), Kinet (Farman), Krastel (Bleriot), Latham (Antoinette), Leblance (Bleriot), Moser (Henriot), Paulhan (Farman), Pischof (eigenes System), Steinbeck (Grade-Monoplan), Wagner (Henriot), A. Warchalowski (eigenes System), K. Warchalowski (Farman), Wiencziers (Antoinette), Schindler (eigenes System) und außerdem mehrere ungarische Flieger, wie Hauptmann Boorns mit Farman-Zweidecker und Czernéhy und Hirsch mit Voisin-Zweidecker.

Bücher-Besprechungen.

„Tafeln zur astronomischen Ortsbestimmung im Luftballon bei Nacht“, herausgegeben von Prof. Dr. K. Schwarzschild und Dr. O. Birck der Kgl. Sternwarte in Göttingen, sind im Verlage von Vandenhoeck und Ruprecht in Göttingen erschienen. Diese Tafeln erleichtern die Ortsbestimmungen wesentlich, wenn der Luftschiffer über den Wolken bei Nacht oder in einer wenig charakteristischen Gegend die Orientierung verloren hat. Den Tafeln ist auch eine Sternkarte beigegeben und ebenso eine Anweisung zur Bestimmung der Höhe eines Sternes mit dem Libellenquadrant oder dem Ballonsextant. Zur Ortsbestimmung genügt daher beim Gebrauch der Tabellen die Ausrüstung mit einem solchen Meßinstrumente, sowie einer guten, nach mitteleuropäischer Zeit gehenden Taschenuhr. Namentlich für Dauerfahrten werden diese Tabellen und die empfohlene Methode zur Ausführung der Ortsbestimmung für den Ballonführer oder Führer eines Luftschiffes von großem Wert sein.

Der „Naturwissenschaftliche Bücherfreund“, herausgegeben von Ottomar Schönhuth Nachf., Verlagsbuchhandlung Stobbe, Dultz & Co., München, gibt eine Zusammenstellung aller älteren Werke über die Luftschiffahrt und Flugtechnik sowie den Vogelflug heraus mit einem Vorwort von Graf Klinkowström »Zur Vorgeschichte der Luftschiffahrt«. In einem Anhang sind auch die neueren Werke über das gleiche Gebiet zusammengestellt.

Bei dieser Gelegenheit sei auch auf den von der Buchhandlung Auffahrt in Frankfurt a. M. herausgegebenen Bücherkatalog über Luftschiffahrt hingewiesen.

Das „Hilfsbuch für den Luftschiff- und Flugmaschinenbau“ von Dr. R. Wegner von Dallwitz ist in der dritten vervollständigten Auflage mit 210 Abbildungen und mehreren Tabellen im Verlage von C. J. E. Volckmann Nachf., Rostock, erschienen. Gegenüber den früheren Auflagen ist das Buch verbessert worden, frühere Fehler sind richtig gestellt und mehrere Kapitel sind neu hinzugekommen, wie z. B. die Ausrüstung des Ballons mit Meßinstrumenten, im besonderen die Ausrüstung von Registrierballons. Das Kapitel »Flugschiffe«, gemeint sind mit dieser Bezeichnung dynamische Flugapparate, namentlich Drachenflieger, ist erheblich erweitert. Zu bemängeln wäre, daß bei der Beschreibung des so wichtigen Zweideckers von Wright noch immer

die Zeichnung der ersten Konstruktion gebracht wird, die von Wright längst verlassen ist. (Nach der ersten Zeichnung des Schreibens dieser Zeilen.) Auch bei Beschreibung des Drachensfliegers von Voisin, im Werke von Wegner von Dallwitz »Voisin-Farman-Motordrachen« bezeichnet, fehlt eine Darstellung der neuesten Konstruktion von Voisin. Das Kapitel »Motoren« behandelt fast alle wichtigen deutschen Luftschiffmotoren und auch vier Motoren für Flugapparate, Körting, Palous & Beuse, Antoinette und Gnome. Die Treibschrauben sind in einem besonderen Kapitel ziemlich eingehend behandelt. Ein Anhang enthält die Briggs'schen Logarithmentafeln und Funktionen; ein Nachtrag behandelt Ballonstoffe der Continental, Hannover. A. V.

Patentschau.

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen.

Klasse 77 h.

Einspruch bis 24. Juni.

G. 27 172. Luftschiff mit Luftschrauben, die in senkrechten und wagerechten Rohren arbeiten. Albert Geyer, Cannstatt. 25. 6. 08.

Einspruch bis 1. Juli.

N. 10 626. Flugmaschine mit seitlich angeordneten Tragflächen. Gustav Nowka, Steglitz, Birkbuschstr. 86. 29. 4. 09.

U. 3505. Verstellvorrichtung für allseitig bewegliche Luftschiffsteuer aus zwei zueinander senkrecht stehenden und fest miteinander verbundenen Flügeln. Franz Ullrich, Teschen, und Franz Krause, Graupen, Böhmen.

Einspruch bis 8. Juli.

R. 27 981. Luftschiff. Joel T. Rice, Hot Springs, Arkansas.

Einspruch bis 11. Juli.

B. 53 609. Flüssigkeitskühler für die Motoren von Luftschiffen und Flugmaschinen jeder Art. Louis Blériot, Neuilly-Seine.

Einspruch bis 16. Juli.

A. 16 487. Vorrichtung zur Übung im Kunstflug und zur Erprobung von Flugapparaten. Dr. Rich. Alexander-Katz, Berlin, Kleiststr. 8. 7. 12. 08.

B. 55 097. Anker zum Festlegen von Luftschiffen auf Eis oder anderen glatten Flächen. Gg. Broeg, Nürnberg, Köhnstr. 48. 30. 7. 09.

S. 28 214. Röhrenförmiges Gondelgestell. Edward Elmer Smith, Providence, V. St. A.

Einspruch bis 18. Juli.

H. 42 087. Drachensflieger. Karl Hipssich, Bremen, Bollmannstr. 5. 4. 11. 07.

Einspruch bis 22. Juli.

B. 52 762. Aufhängung für die Tragräder von Luftfahrzeugen. Louis Blériot, Neuilly, Frankreich.

G. 30 086. Luftschiff. Fritz A. Gettmann, Saarbrücken, Friedrichstr. 29. 30. 9. 09.

V. 9004. Überdruckventil für Luftballons. Vereinigte Gummiwarenfabriken Harburg-Wien vorm. Menier — J. N. Reithoffer, Harburg a. E. 10. 1. 10.

W. 29 286. Luftschiff mit einer an der unterhalb des Ballonkörpers vorgesehenen Hauptgondel angelegten zweiten Gondel. Earle Ferguson Wilson, San Francisco, V. St. A.

W. 30 812. Luftschiff. John Wilckens, Hamburg, Gr. Reichenstraße 25/33. 3. 11. 08.

Patent-Erteilungen.

222 265. Flugmaschine mit elastischen, durch eine Kurbelwelle und Schubstangen angetriebenen Schlagflügeln. Albert Klemens Just, Forst i. L. 19. 9. 08. J. 11 027.

222 266. Gleitfläche für Luft- oder Wasserfahrzeuge. Dr. Ing. Hans Reißner, Aachen, Lütticherstr. 166. 5. 11. 08. R. 27 290.

222 493. Steuervorrichtung für Drachensflieger. Joseph Hofmann, Genf.

222 615. Luftschiffanker. Maschinenbau-Anstalt Gaukönigshofen Ignaz & Vitus Weikersheimer, Gaukönigshofen. 22. 5. 09. M. 38 072.

222 659. Luftschraube mit dem Luftdruck entsprechend sich selbsttätig einstellenden Flügeln. Theodor Zeise, Altona, Friedensallee 7/9. 24. 10. 08. Z. 5970.

221 783. Mehrstöckiges Luftschiff. Ernst Trier, Berlin, Bäwaldstr. 58. 5. 2. 09. T. 13 851.

222 084. Verfahren zum Anker von Luftfahrzeugen. Albert Wetzel und Wilhelm Binder, Stuttgart, Falkertstr. 103. 13. 7. 09. W. 32 497.

222 136. Flugmaschine mit Schlagflügeln, deren Enden um die Längsachsen verdrehbar sind. Dr. U. von Reden, Straßburg i. E., Gerhardtstr. 4. 1. 5. 06. R. 22 682.

222 137. Flügelflieger mit um die Längsachsen drehbaren Flügelenden; Zus. z. Pat. 222 136. Dr. Ulrich von Reden, Straßburg i. E., Gerhardtstr. 4. 21. 1. 08. R. 25 728.

222 177. Luftschiff mit verstellbaren Teilen. Wilhelm Zollenkopf, Düsseldorf, Oststr. 89. 27. 10. 08. Z. 5966.

222 674. Drachensflieger mit verwindbarer Tragfläche. Robert Esnault-Pelterie, Billancourt, Frankreich.

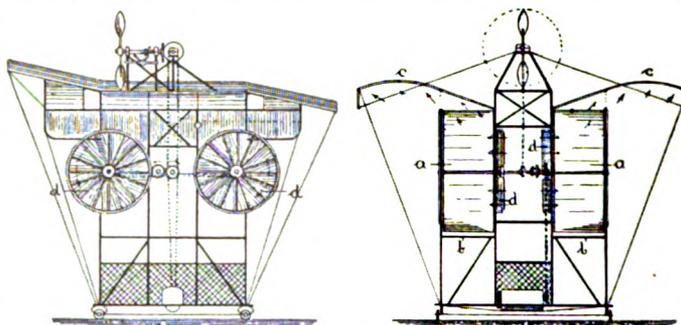
222 829. Luftschiff. Artur Robert Hubbard und August Henry, London.

222 867. Vorrichtung zur dauernden Messung der Gastemperatur in Ballons oder Luftschiffen. Wilhelm Sedlbauer, München, Ehrengutstr. 18. 29. 6. 09. S. 29 313.

222 868. Schraubenflieger. Emil Neyen, Berlin, Schlegelstraße 12. 5. 11. 07. N. 9406.

222 910. Anker für Ballons und Luftschiffe. Hugo Feldermann, Elberfeld, Hamburgerstr. 50. 23. 12. 08. F. 26 746.

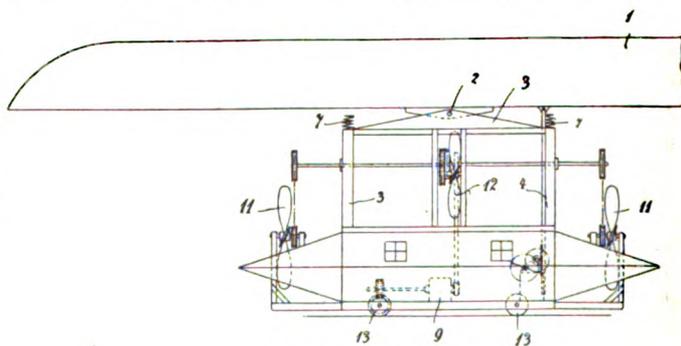
220 044. Carl Hanschke, Berlin, Flugmaschine mit in Gehäusen sich drehenden Flügelrädern. — Flügelräder (a) schleudern die durch besondere Ventilatoren (d) zugeführte Luft nach oben und unten aus. Die nach oben strömende Luft soll unter Trag-



Zu Nr. 220 044.

flächen »ein Luftpolster« bilden, also Auftrieb erzeugen. Dasselbe sollen die nach unten strömenden Luftmassen infolge Reaktion auf die Flügelräder erzielen. Eine Luftschraube über der Tragfläche bewegt den Apparat vorwärts.

220 793. Luftschiff mit einem um eine senkrechte Achse drehbaren Flächenballon. Max Rennecke, Hannover-Döbren. — Ein Tragkörper 1 mit Aluminiumhaut ist flächenartig ausgebildet und zwecks Auftriebsregelung um die Achse 2 drehbar gelagert. An diesem Gelenk hängt die Gondel in dem Gestell 3. Zwei in der Mittelebene seitlich angeordnete Luftschrauben 12 und je eine vorn und hinten befindliche Luftschraube 11, die vom Motor 9 angetrieben werden, dienen dem Vortrieb. Zur Fortbewegung auf dem Lande können die Laufräder 13 ebenfalls vom Motor 9 in Drehung versetzt werden. Große Räume sind für die Unterbringung von Passagieren und Lasten vorgesehen. Die Einstellbarkeit des Flächenballons soll mittels einer Stange 4 bewirkt und durch Pufferfedern 7 begrenzt werden; auf letztere erstreckt sich der Patentsanspruch.



Zu Nr. 220 793.

220 975. Verfahren zum Nachfüllen von Luftschiffen während der Fahrt. Dr. Johannes Schilling, Grunewald. — Die im Auspuff der Betriebsmaschinen entweichenden Gase enthalten neben Kohlensäure, teerigen Bestandteilen und Wasserdämpfen erhebliche Mengen leichter Kohlenwasserstoffe. Diese will Schilling zum Nachfüllen des Traggases verwenden; zu diesem Zweck sollen — etwa mittels Durchleitens der Abgase durch Kalklagen — die leichten Kohlenwasserstoffgase von den anderen Bestandteilen abgeschieden werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. S. FINSTERWALDER

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS
DEUTSCHER FLUGTECHNIKER

E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCH-
SCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN.
HOCHSCHULE AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

23. Juni 1910.

Heft 12.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. S. 147. — Die Lage der Luftdruckresultierenden nach den bisherigen Veröffentlichungen. Zusammengestellt von H. Reissner, Aachen. S. 148. — Was hat zur Förderung von Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

zu geschehen? Von Prof. Dr. K. Schreiber. S. 149. — Neue Flugapparate. (Mit Tafel IX.) Von Ansbert Vorreiter. S. 150. — Das Luftschiff LZ 6 (früher Z III). Von Ansbert Vorreiter. S. 152. — Die Budapester Flugwoche. Von Kapitän zur See a. D. v. Pustau. S. 153. — Sportliche Nachrichten. S. 155. — Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 155.

Die Versuchsanlage für Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann.

Vorbemerkungen.

Aus einer demnächst erscheinenden größeren Veröffentlichung sollen im folgenden die einleitende Beschreibung der Versuchsanlage und einige grundlegende Erörterungen wiedergegeben werden. Auszugsweise Mitteilungen über die Versuchsergebnisse werden sich weiterhin anschließen.

Einige Angaben über Entstehung und Ziele des Unternehmens mögen vorangehen.

Die Anregung zu demselben ging von dem Ausschusse der Jubiläumstiftung für das Maschinenwesen aus, welcher unter Führung von Geh. Hofrat Prof. Dr.-Ing. C. von Linde einer Aufforderung des Präsidiums der Stiftung zur Bezeichnung geeigneter Aufgaben als Gegenstand eigener Unternehmungen der Jubiläumstiftung entsprechend den Antrag stellte, für das systematische Studium des dynamischen Fliegens für eine Reihe von Jahren Mittel zur Verfügung zu stellen. Das Kuratorium berief, diesem Antrage zustimmend, hierfür 1906 einen besonderen Ausschuß, dem unter C. von Lindes Vorsitz folgende Herren angehörten: Geh. Regierungsrat Prof. Dr. R. Aßmann, Lindenberg, Geh. Baurat Prof. O. Berndt, Darmstadt,

Geh. Regierungsrat Prof. C. Busley, Berlin, Prof. Dr. S. Finsterwalder, München, Major Groß, Berlin, Geh. Regierungsrat Prof. Dr.-Ing. Müller-Breslau, Berlin-Grunewald, Geh. Baurat Dr.-Ing. Th. Peters, Berlin, Prof. Dr. M. Schröter, München, Geh. Regierungsrat Prof. Dr. A. Slaby, Charlottenburg.

Nach einer von S. Finsterwalder durchgeführten Sichtung der damals bekannten Arbeiten über die Wirkung der Luftschrauben bewilligte das Kuratorium 1907 die Mittel zu neuen Versuchen über diesen Gegenstand, die in umfassender Weise und im großen Maßstabe ausgeführt werden sollten. Nach Plänen des zum Geschäftsführer des Ausschusses bestellten Herrn Dr.-Ing. W. Bauersfeld wurde im Frühjahr 1908 eine Versuchsanlage auf dem Gelände des Königlich Preussischen Aeronautischen Observatoriums errichtet, wozu dessen Direktor, Herr Geh. Rat Aßmann, in dankenswerter Weise die Hand bot und die Genehmigung der Behörden erwirkte.

Dr.-Ing. Bauersfeld folgte, bevor noch der Bau vollendet war, einem Rufe in die Leitung einer großen optischen Anstalt. Seitdem (1. April 1908) ist der Verfasser mit der Leitung der »Geschäftsstelle für Flugtechnik« in Lindenberg betraut.

Es ist mir ein Bedürfnis, an dieser Stelle allen denen lebhaften Dank auszusprechen, die das Unternehmen ins Leben gerufen und in verschiedenster Weise gefördert haben.

Prof. von Linde hat, als Vorsitzender des Ausschusses, in laufendem Austausch mit der Geschäftsstelle die Arbeiten und den Geschäftsgang ständig überwacht. Geh. Rat Aßmann hat alle die Bemühungen im Interesse der Sache auf sich genommen, die mit dem

Bestehen und dem Betriebe der Anstalt in Lindenberg verknüpft waren, und ihr in steter, liebenswürdiger Hilfsbereitschaft die äußeren Verhältnisse nach Möglichkeit erleichtert.

Der Sonderausschuß hat in einer Reihe von Sitzungen insbesondere über den Arbeitsplan und die Errichtung der Versuchsanstalt beraten.

Herrn Prof. Finsterwalder verdanken wir verschiedene Beiträge und Ratschläge theoretischer Art.

An Stelle des Geh. Rat Peters ist seit dessen Tode Herr Reg.-Baumeister G. Linde, Direktor des Vereins deutscher Ingenieure, Mitglied des Sonderausschusses geworden, dem auch Dr.-Ing. Bauersfeld seit seinem Ausscheiden aus der Geschäftsstelle angehört.

An materiellen Unterstützungen verdankt das Unternehmen außer den Bewilligungen der Jubiläumsstiftung von bisher insgesamt 70 000 M. noch eine einmalige Zuwendung von 10 000 M. dem Herrn W. Bauer, Stuttgart, und Beiträge von 5 000 M. für 1909 und 10 000 M. für 1910 dem Verein deutscher Ingenieure. Für den Bau und die erste Einrichtung der Versuchsanstalt sind rund 22 000 M., im ganzen bisher rund 72 000 M. verausgabt worden.

Hier möchte ich auch meinen Mitarbeitern bei der Geschäftsstelle Dank und Anerkennung aussprechen. Bei den Vorarbeiten im Sommer 1908 hat Herr Dipl.-Ing. F. Münzinger und seitdem Herr Dipl.-Ing. K. Grulich bei den Versuchen und ihrer Bearbeitung in vorzüglicher und sehr gewissenhafter Weise mitgewirkt. Außerdem war Herr O. Schimming als Mechaniker und seit Ende 1908 Herr F. Kersten als Techniker bei uns beschäftigt.

Die Versuchsanlage. Leitende Gesichtspunkte.

Luftschrauben kommen zu doppelter Verwendung in Frage: als Treibschrauben für Aeroplan oder Luftschiff und als Hebeschrauben zur unmittelbaren Erzeugung von Auftrieb. Seit dem erfolgreichen Auftreten der Aeroplane ist das Interesse für Hebeschrauben mehr zurückgetreten, doch ist die Frage des Schraubenfliegers, der vom Platz aus aufsteigen und in der Luft beliebig stillstehen kann, auch heute noch von großer praktischer Bedeutung. Bei der Einleitung unserer Arbeiten, kurz vor den entscheidenden Ereignissen im Frühjahr 1908, standen sich beide Gesichtspunkte gleichwertig gegenüber. Die Versuche sollten beides in möglichst allgemeiner Weise umfassen. Es sollte, ohne Beschränkung auf bestimmte praktische Ziele, in möglichst allgemeiner Weise auf planmäßige Erforschung der für die Schraubenwirkung maßgebenden Gesetzmäßigkeiten ausgegangen werden. Das Hauptaugenmerk war also mehr auf gute und möglichst vielseitige Messungen zu richten, als auf Erfindung und Erprobung praktisch unmittelbar zu verwendender Treib- oder Tragschrauben.

Demgemäß waren für den Entwurf der Versuchsanlage folgende Gesichtspunkte maßgebend:

1. Die Versuche sollten nicht, wie das schon mehrfach geschehen, an kleinen Modellen, sondern in großem Maßstabe (Schrauben von 2 bis 5 m Durchmesser) ausgeführt werden, weil Ähnlichkeitsschlüsse vom Kleinen ins Große bei verwickelten aerodynamischen Vorgängen nicht genügend Sicherheit boten.
2. Die Versuche sollten in erster Linie im geschlossenen Raume und am festen Punkt stattfinden;

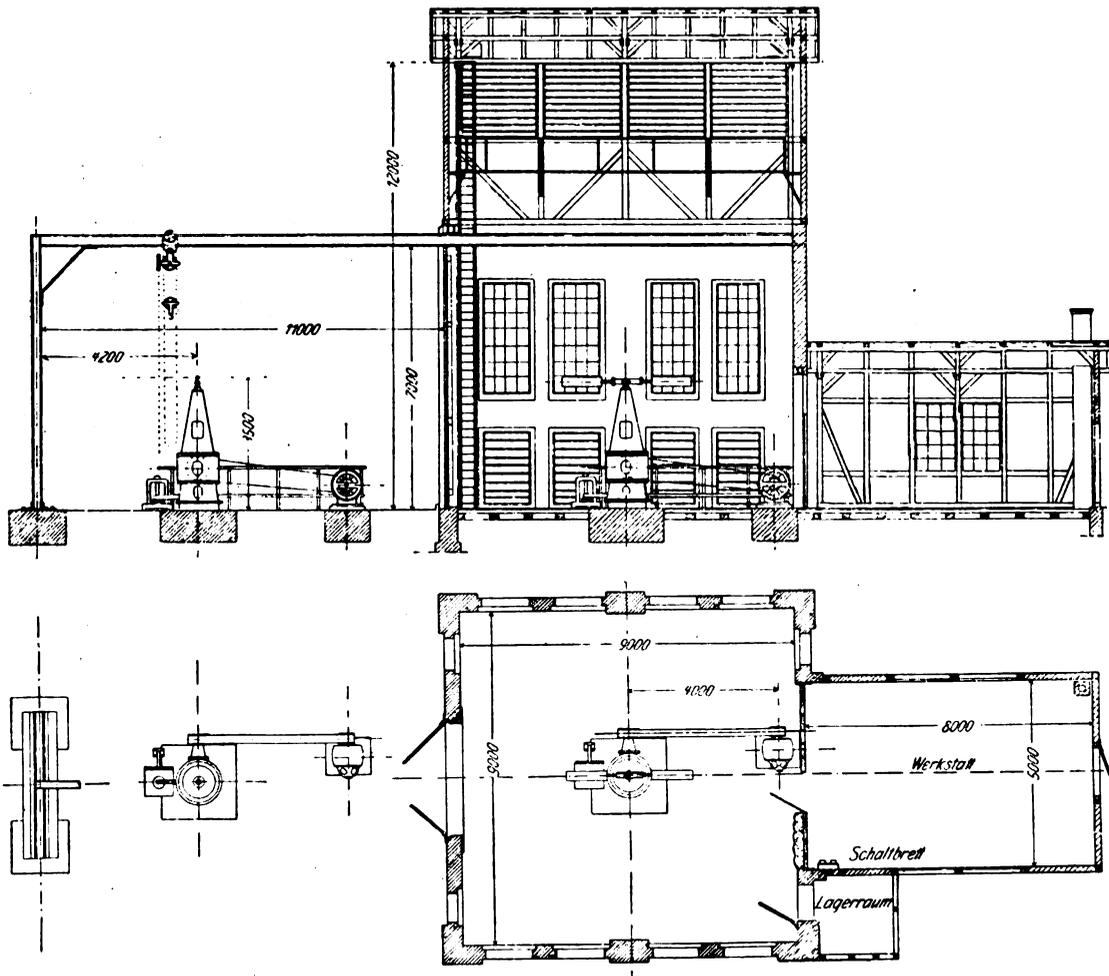


Fig. 1 und 2.

daneben sollten aber auch Versuche in freier Luft möglich sein.

Versuche im Freien sind erfahrungsgemäß zur Erlangung wissenschaftlich vergleichbarer Versuchsreihen ungeeignet, weil der fast nie fehlende und in Stärke und Richtung beständig schwankende Wind stets erhebliche Störungen und Ungleichmäßigkeiten verursacht. Zur praktischen Prüfung von Treibschrauben mit Fahrbewegung muß man diesen Ubelstand naturgemäß in Kauf nehmen und eine fahrbare Versuchseinrichtung auf weiter Bahn, also im Freien benutzen. Beide Aufgaben sind also kaum zu vereinigen oder doch nur mit Mitteln und Möglichkeiten, wie sie bei unserer Versuchsanlage nicht in Frage kommen konnten. Auf Versuche mit Fahrbewegung konnte um so mehr verzichtet werden, als die wesentlichsten Ergebnisse der Versuche am Festpunkt insbesondere über die Gestaltung des Flügelprofils nach Wölbung auf Schlag- und Rückseite, Kantenformen, Breitenverhältnis, sowie über Umrißform und Verdrehung der Flügel u. a. voraussichtlich mit einziger Ausnahme der Schraubensteigung auf Tragschrauben übertragen werden können.¹⁾

3. Die Schrauben sollten auf senkrecht stehender Welle untersucht werden und im allgemeinen so betrieben werden, daß der ausgesandte Luftstrom nach oben geht, um ihm möglichst diejenige freie und symmetrische Ausbildung zu ermöglichen, die auch im freien Luftraum eintreten wird. Die Schrauben drücken dann also senkrecht nach unten.

4. Die Einrichtung sollte in weiten Grenzen veränderliche Drehzahlen und

5. auch die Untersuchung von gegenläufig betriebenen Schraubenpaaren auf gleicher Achse ermöglichen.

Es soll nun zunächst eine kurze Beschreibung der Versuchsanlage gegeben werden, deren Entwurf, wie schon erwähnt, von Dr.-Ing. Bauersfeld herrührt, der auch die Konstruktion der Hauptversuchsmaschine im einzelnen ausgearbeitet hat.

Versuchshalle und Meßvorrichtungen.

Die Versuchshalle umschließt, wie aus den Zeichnungen Fig. 1 und 2 zu sehen ist, einen offenen Raum von 9×9 m Grundfläche und 12 m lichter Höhe. Im Mittelpunkt steht die Versuchsmaschine, die durch Riementrieb vom seitlich stehenden Elektromotor angetrieben wird. Es ist ein Hilfspol-Nebenschlußmotor der A. E. G. (Type EHG. 400; 34 PS); Gleichstrom (220 Volt) wird vom benachbarten Kraftwerk des Observatoriums geliefert.

Die Umlaufzahl des Motors kann durch Nebenschlußregelung etwa zwischen 500 und 1100 minutlichen Umläufen in vielen Stufen geregelt werden. Durch Hauptstromdrosselung mittels des Anlaßwiderstandes erniedrigt sich die untere Grenze noch auf rund 400 Umdrehungen pro Minute. Austauschbare Riemenscheiben gestatten ferner, wie aus der folgenden Zahlentafel ersichtlich, die Umlaufzahlen der Schraubenwellen in den Grenzen von 40 bis etwa 600 in der Minute beliebig zu wählen.

Den Aufbau der Versuchsmaschine ersieht man aus Fig. 3 und 4. Sie besitzt zwei gleichachsige, vom wahren Vorgelege aus durch Kegelhäder gegenläufig angetriebene Wellen, deren Köpfe aus der Spitze des kegelförmigen, gußeisernen Gehäuses so weit herausragen,

¹⁾ Betreffs Schraubenversuche mit Fahrbewegung sei auf den Aufsatz von Ing. Béjeuhr in Heft 1—4 d. Zeitschr. verwiesen. Die Ergebnisse seiner Prüfungen wird der genannte Verfasser in einer der nächsten Hefte veröffentlichen (die Schriftleitung).

wie zum Aufbringen der Schraubennaben nötig ist. Fig. 5 zeigt die Abmessungen der Köpfe und die vorgesehene Befestigung der Naben mittels dreiteiliger kegelförmiger

Riemenscheiben			Zahnäder- übersetzung	Gesamt- übersetzung	Ungefähres Drehzahl- bereich der Schrauben- wellen U. p. M.
Durchmesser rund treibende, mm	Umfänge genau getriebene, mm	Über- setzung			
250	797	3,92	2,5	9,80	40—110
1000	3123				
300	953	2,44	2,5	6,10	65—180
740	2324				
450	1415	1,334	2,5	3,34	120—330
600	1888				
600	1888	0,750	2,5	1,874	210—580
450	1415				

Hülse, die gut zentrischen Sitz sichert, allerdings das Aufbringen normaler Schrauben mit kleinen Naben etwas erschwert. Die in Fig. 5 aufgesetzte Nabe ist zu beliebiger Einstellung der an die Flanschen anzusetzenden Flügel nach Angriffswinkel und Armwinkel eingerichtet.

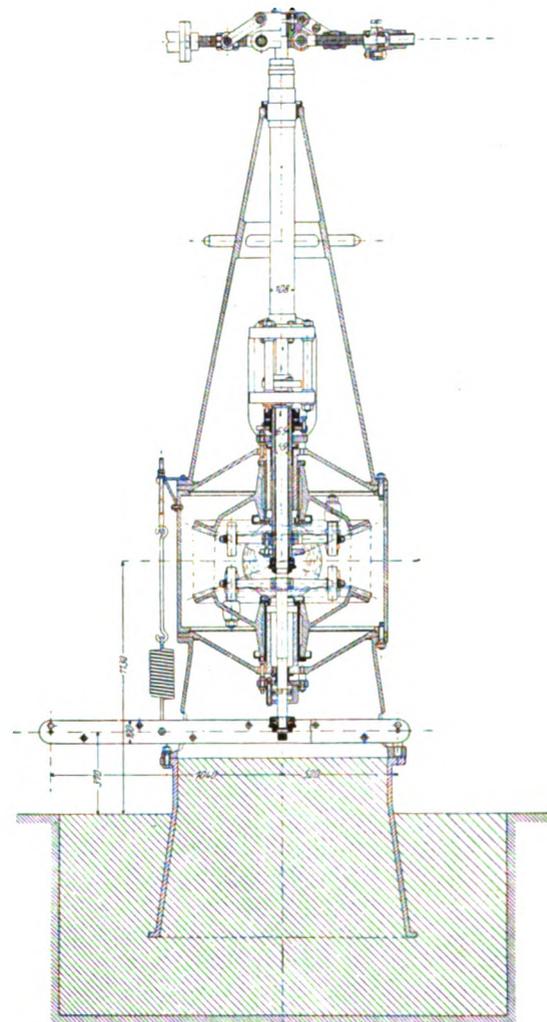


Fig. 3.

Zur Erprobung der doppelten Meßvorrichtungen ist auch einmal ein kurzer Versuch mit zwei gegenläufigen Flügelpaaren gemacht worden. Das untere, große Flügelpaar von 8 m Durchmesser, das einzige linksgängige, das wir untersucht hatten, ist eine für Schraubenflieger

gedachte Konstruktion der Siemens-Schuckert-Werke, in deren Auftrag wir es zu untersuchen hatten. Form und Ergebnisse werden weiterhin mitgeteilt.

Jede der beiden gleichachsigen Schraubenwellen kann durch axiales Verschieben des zugehörigen Zahnrades

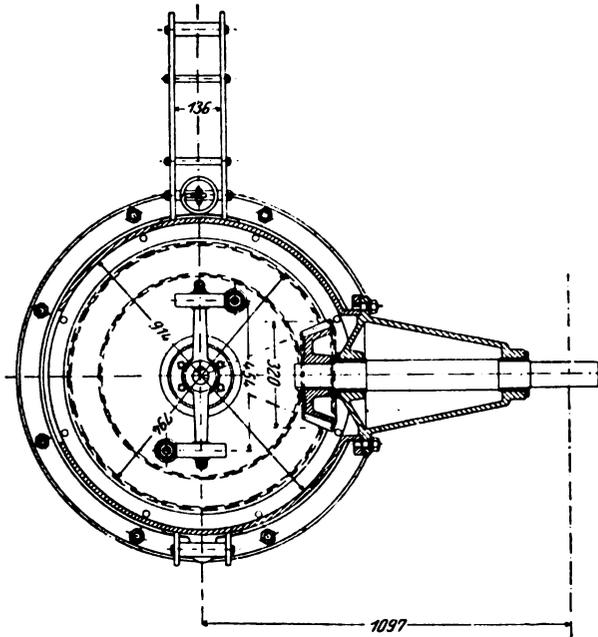


Fig. 4.

nach Belieben ausgeschaltet werden. Die Zahnräder sitzen nicht unmittelbar auf den Wellen, sondern laufen auf hohlen Zapfen am Gehäuse. Das Drehmoment wird durch Mitnehmerbolzen an den Zahnrädern und Arme an den Wellen auf diese übertragen. Die Arme besitzen auf Kugeln gelagerte Rollen, wodurch freie axiale

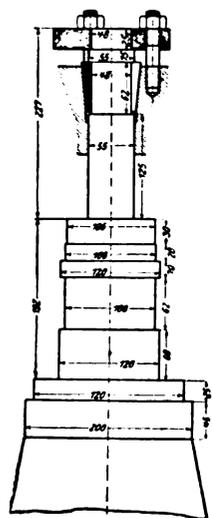


Fig. 5.

Beweglichkeit der Wellen ermöglicht ist. Die äußere Welle stützt sich in einem Kugelspurlager (zwischen dem Rädervorgelege) auf die innere, und diese wieder durch Kugellager auf einen unten quer durch den Gehäusefuß durchgehenden Wagebalken, dessen freies Ende den senkrecht abwärts gerichteten Schraubendruck, vermehrt durch die Eigengewichte der axial beweglichen Teile, auf eine außenstehende Wage überträgt. Es ist eine gewöhnliche, eiserne Dezimalwage, die zu leichter Beobachtung nur mit einer die Ausschläge stark vergrößernden Zeigervorrichtung versehen wurde. Da die Schrauben, wie erwähnt, in der Regel nach unten drückend betrieben werden, so bewirkt ihr Axialschub eine Vergrößerung der zuvor durch Zusatzgewichte abgeglichenen, auf den Balken drückenden Totlasten. Werden die Schrauben ausnahmsweise nach oben ziehend betrieben, so erleichtert der Axialschub die Wage und die Wägung erfolgt dann durch Hinzulegen von Gewichtstücken auf die Brücke. Der Druck der äußeren Schraubenwelle kann nach Wunsch auch durch ein Spurlager am Gehäuse (oberhalb des Zahnradgetriebes) abgefangen werden; dessen untere Schale braucht nur durch drei Druckschrauben um einige Millimeter gehoben zu werden. So kann bei Untersuchung gegenläufiger Schraubenpaare also auch der Schub jeder einzelnen für sich bestimmt werden. Die Wage wurde, da der von den Schrauben

erzeugte Luftzug sie etwas beeinflusst, mit einem hölzernen Schutzgehäuse umkleidet (in der Zeichnung nicht dargestellt). Zur Beruhigung von stets mehr oder weniger heftig auftretenden Schwingungen wurde die Wagschale durch einen dünnen Stab mit einer in einen darunter gestellten Flüssigkeitsbehälter untergetauchten Blechscheibe verbunden, die als Flüssigkeitsbremse wirkt. Bei manchen Versuchen ließ sich die Wage trotzdem noch nicht zu ruhigem Einspielen bringen, sondern fiel, weil das Wägesystem nahezu labil war, von einer Grenzlage immer gleich in die entgegengesetzte. Durch die in Fig. 3 vorn sichtbare Zusatzfeder, die zugleich einen Teil der Tatlast aufnimmt, wurde dem System eine größere Stabilität gegeben. Die Feder war indessen bei den meisten Versuchen entbehrlich und wurde dann nicht benutzt, weil die auf sie wirkenden Temperatureinflüsse einige Aufmerksamkeit verlangten.

Zur Messung der Umlaufzahlen diente in der Regel ein einfaches Handtachometer (Morell, Leipzig), das, für drei Meßbereiche einstellbar, für alle vorkommenden Umlaufzahlen ausreicht. Es wurde bei den Versuchen stets auf einem festen Ständer aufgestellt und durch einen Draht (als biegsame Welle) unmittelbar mit dem Rädervorgelege verbunden. Es zeigt also stets die 2,5fache Drehzahl der Schrauben an. Zur Prüfung wird bei vielen Versuchen gleichzeitig die Drehzahl des Elektromotors durch Handzähler und Stoppuhr gemessen. Beide Ablesungen stimmten stets im Verhältnis der Riemenscheibendurchmesser bis auf wenige, dem Riemenschlupf entsprechende Tausendstel überein; irgendwelche Berichtigung der Tachometeranzeige war daher niemals nötig.

Die ursprüngliche Einrichtung zur Bestimmung der auf die Schrauben wirkenden Drehmomente erwies sich aus schwer vorherzusehenden Gründen leider für viele Fälle als unzureichend. Der von Dr.-Ing. Bauersfeld angegebene »optische Torsionsindikator« löst die Aufgabe an sich vollkommen, die Verdrehungen der beiden, ineinander steckenden Wellen durch feine Spiegelablesung sehr genau zu messen. Die Vorrichtung war von der optischen Anstalt Karl Zeiß, Jena, für diesen Zweck eigens ausgearbeitet und uns mit allem Zubehör zum Geschenk gemacht worden. Die vorzüglich ausgeführte und als solche ausgezeichnet wirkende Vorrichtung stellt eine hervorragende Leistung optischer und mechanischer Präzisionsarbeit von beträchtlichem Werte dar. Der genannten Firma sei auch an dieser Stelle unser lebhafter Dank dafür wiederholt. Daß der Apparat seinem Zwecke bei uns nicht genügte, lag daran, daß die Ablesung der Verdrehungen nur an einem Punkte jedes Wellenumgangs erfolgt. Es treten in der Regel Torsionsschwingungen auf, die also nur an zufällig herausgegriffenen Punkten beobachtet werden. Bei niedrigen Umlaufzahlen und großen Drehkräften waren trotzdem einwandfreie Messungen möglich, wie sich durch vielfache Wiederholungen mit gewissen Änderungen der Verhältnisse nachweisen ließ. Bei höheren Drehzahlen erwies sich eine richtige Bestimmung der mittleren Verdrehungswerte aber in den meisten Fällen unmöglich. Nach eingehenden Versuchen und nach Beseitigung anderweitiger, weniger schwerwiegender Mängel, die zunächst ein abschließendes Urteil hinderten, mußten wir es schließlich aufgeben, hiermit zum Ziele zu kommen.

Ersatz zu schaffen war bei der fertig vorhandenen Anlage recht schwierig. Es ist, freilich nicht ohne beträchtlichen Zeitverlust, recht befriedigend gelungen. Bei den bekannten Dynamometerarten waren teils ähnliche Fehler zu befürchten, da sie vielfach auch auf punkt-

weiser Ablesung beruhen. Die sonst in Frage kommenden waren an der gegebenen Maschine auf keine Weise unterzubringen.

Eingehend überlegt wurde die naheliegende Möglichkeit der Leistungsmessung aus dem Stromverbrauch des Elektromotors; dieser Gedanke mußte aber ganz fallen gelassen werden. Die weitläufige Kraftübertragung durch Riemen- und Zahnradgetriebe, die, wie auch der Elektromotor selbst, für die höchsten vorkommenden Beanspruchungen bemessen sind, bedingt zu große, nicht kontrollierbare und nicht gleich zu haltende Arbeitsverluste. Einzelne Lager neigten ohnehin zum Heißlaufen. Bei den günstigen, flachen Flügelstellungen der schon recht großen Schrauben von 3,6 m Durchmesser beträgt die Antriebsleistung oft viel weniger, als die elektrischen und mechanischen Leergangswiderstände; der Motor arbeitet dann mit weniger als 10 v. H. seiner Normalbelastung, wobei also sein Wirkungsgrad sehr veränderlich ist.

Das Drehmoment durch eine Lagerreaktion abzuwägen, wie bei den Raddruck-Dynamometern, war nicht möglich, weil kein Lager beweglich gemacht werden konnte. Das schöne Renardsche Verfahren zu benutzen, wurde auch in Erwägung gezogen, wobei das Drehmoment des Luftwiderstandes durch seine Reaktion auf das ganze Gehäuse der Antriebsmaschine gemessen, also auch eine stillstehende Wägungsvorrichtung benutzt wird. Dabei hätte aber die ganze Versuchsmaschine um die Schraubenachse drehbar auf Rollen gestellt werden müssen mit dem Elektromotor dazu, was bei Ersatz des Riemens durch ein Stirnräderpaar immerhin denkbar war, sich aber bei den großen umlaufenden Massen doch verbot. Bei hohen Umlaufzahlen sind die Erschütterungen trotz schwerer Fundamente ohnehin schon recht merklich.

So blieb nur die Einschaltung einer mitumlaufenden Wägevorrückung, eines neuen Dynamometers, das unter recht schwierigen Bedingungen konstruiert und erprobt werden mußte; eine höchst unerwünschte, bei der Sachlage aber unumgängliche weitere Vorarbeit, die uns erhebliche Zeit aufgehalten hat.

Hier sei nur kurz erwähnt, daß das neue Dynamometer auf einer Vereinigung von Feder- und hydraulischer Preßkolbenwirkung beruht, deren keine bei den gegebenen Raumverhältnissen und den sonstigen Bedingungen für sich allein anwendbar war. Das Drehmoment wird hauptsächlich durch einfache, kurze Schraubenfedern an Stelle der erwähnten Mitnehmerarme zwischen dem Kegelradgetriebe der Versuchsmaschine übertragen, und deren Durchbiegung wird durch eine mitumlaufende Meßdose, die nur einen kleinen Teil der Umfangskraft aufnimmt, außen an einer einfachen Flüssigkeitssäule angezeigt. Die hydraulische Druckübertragung gibt eine beliebig kräftige Dämpfung und sehr bequeme Ablesung. Der Ausschlag der Flüssigkeitssäule geht bis 1,6 m. die Empfindlichkeit ist entsprechend sehr groß. Durch rasches Austauschen der Meßfedern wird das Meßbereich dem jeweiligen Bedürfnis angepaßt, wodurch die Empfindlichkeit bis zu sehr kleinen Drehmomenten herab gleich gut bleibt. Drehmomente von wenigen mkg können noch mit gleicher Sicherheit bestimmt werden, wie die größten zulässigen von 160 mkg; ein weites Meßbereich ist bei allgemeinen Schraubenuntersuchungen geradezu unerläßliche Bedingung.

Die Versuche sind durchweg mit diesem neuen Dynamometer ausgeführt worden. Der auf statische Weise sehr genau geeichte optische Torsionsindikator, der durch die Änderung an sich unberührt blieb, diente bei niedrigen Umlaufzahlen mit großen Flügeln in Breit-

stellung, wo die Torsionsschwingungen erfahrungsgemäß keine Fehler verursachten, zur Bestimmung der absoluten Maßstäbe des neuen Dynamometers. Diese stimmten mit der theoretischen Berechnung gut überein, die aber in einigen Punkten auf nicht ganz sicheren Konstanten beruhte und deshalb einer Bestätigung bedurfte. Auch einige Vorversuche an einer Bremsvorrichtung auf einer allerdings nur für geringe Leistungen genügenden Drehbank hatten gleiche Resultate ergeben. Unmittelbare Eichung des fertig eingebauten Dynamometers durch Bremsung haben wir bisher vermieden, weil die Anbringung eines genügenden Bremszaums oben auf stehender Welle an Stelle der Schrauben recht umständlich und teuer ist. Es wäre aber wünschenswert, das noch nachzuholen, um die absolute Höhe der relativ zueinander sehr genau übereinstimmenden Drehmomente ganz außer Zweifel zu stellen.

Versuchsplan.

Gegenüber der Mannigfaltigkeit unseres Problems ist ein klarer Versuchsplan von größter Wichtigkeit.

Theoretische Anhaltspunkte für zweckmäßigstes Vorgehen zum Auffinden wirksamster Schraubenformen sind wenig vorhanden. Die weiterhin den Vergleichsrechnungen zugrunde gelegte Theorie gibt über Einzelfragen der Formgebung keinerlei Aufschluß. Die zur Berechnung von Treibschrauben aufgestellten Theorien (Drzewiecki, Eberhardt u. a.) beruhen auf notgedrungen gemachten Annahmen über eben die Fragen, die erst geklärt werden sollen.

Demnach haben wir im wesentlichen empirisch vorzugehen. Das kann systematisch oder durch vermutungsweise Probieren geschehen. Systematisches Vorgehen erweist sich bei der Zahl der in Frage kommenden Formverschiedenheiten, die sich gegenseitig unübersehbar beeinflussen, als recht langwierig. Beim Probieren kommt man rascher zu praktisch brauchbaren Formen, kaum aber zur Erfüllung unserer Aufgabe, maßgebende Gesetzmäßigkeiten aufzusuchen. Man erfährt wohl für eine Anzahl mehr oder weniger glücklich herausgegriffener Formbeispiele, was sie leisten, nicht aber in welcher Richtung weitere Verbesserungen zu suchen, welche konstruktiven Abweichungen schädlich oder unschädlich sind usw.

Das probeweise Vorgehen ist der selbstverständliche Weg für die praktische Luftschiffahrt. So hat sich auch die Technik der Schiffsschraube entwickelt, die noch bis heute nicht auf den Punkt gekommen ist, den die auf höchste Ökonomie viel stärker angewiesene Luftschiffahrt anstreben muß: mit Sicherheit die wirksamsten Formen für bestimmte Anwendungsfälle auffinden zu können. Im Sinne unserer Aufgabe wäre also ein systematisches Vorgehen vorzuziehen; wir müssen mindestens überlegen, ob es durchführbar ist. Das hängt zunächst von der Beschaffung der Versuchsobjekte ab.

Gute, leichte Luftschrauben werden heute meist ganz starr in einem festen Stück hergestellt, ohne einstellbare Flügel. Verstellt man bei schraubenförmig verwundenen Flügeln die Steigung, so ist doch die Verwindung nicht mehr richtig, die Form ist vielleicht praktisch verbessert, aber grundsätzlich unklar. Klare Vergleichsversuche verlangen also im allgemeinen für jeden Versuch einen neuen Versuchskörper.

Elastische Schrauben, die gleichfalls große Vorzüge haben, begegnen von unserem Standpunkt dem Einwand, daß man ihre Form im Betriebe nicht kennt. Wir untersuchten kürzlich ein Paar neuer Parseval-Flügel, wobei

sich zeigte, daß sie ihre Wirkung mit dem Gebrauch fortschreitend verstärkten; der anfänglich straffe Bspannungsstoff wölbte sich nämlich allmählich. Solche Unklarheiten müssen wir zu vermeiden suchen¹⁾.

Die Herstellung fester Luftschrauben ist nicht ganz einfach. Solange keine ausgebildete Technik vorhanden ist, kann man Luftschrauben nicht, wie andere Maschinenteile, schlechtweg nach Zeichnungen in der Fabrik bestellen. Ihre Anfertigung erfordert eine Zeitlang persönliche Anleitung oder gar Mitarbeit des Bestellers. In Lindenberg liegen die Verhältnisse dafür, wie überhaupt für Beschaffung ungewöhnlicher Versuchsgegenstände, nicht günstig; denn ein Besuch im nächsten Fabrikort — Berlin — kostet einen ganzen Arbeitstag²⁾.

Die Herstellungskosten sind auch an sich zu hoch, um Hunderte von festen Schrauben anschaffen zu können, wie wir sie in einem Jahre gebraucht hätten. (Unsere bisherigen Versuche mit verstellbaren Schrauben repräsentieren mehrere Hundert fester Formen.) Ein Versuch ist ja, seitdem die Meßeinrichtungen in Ordnung sind, in kaum einer Stunde erledigt. (Messung der Kräfte bei einer Reihe verschiedener Umlaufzahlen).

Versuche mit festen Schrauben kommen also fürs erste gar nicht in Frage. Wir müssen mit verstellbaren Schrauben arbeiten. Darauf ist unsere Anlage auch von vornherein eingerichtet. Kleine, leichte Schraubennaben lassen sich an den Wellenköpfen der Versuchsmaschine gar nicht ohne weiteres anbringen (vgl. Fig. 3 und 5). Dem wäre wohl abzuhelfen. Aus obigen Gründen müssen wir aber bei systematischem Vorgehen auf die Ausbildung praktisch vorteilhafter Konstruktionen und auf Versuche bezüglich geringen Eigengewichtes der Schrauben vorläufig verzichten.

Zur Aufstellung des Planes zu systematischem Vorgehen müssen wir uns zunächst einen Überblick der in Betracht kommenden Verschiedenheiten der geometrischen Formen verschaffen.

Wesentlich verschieden, auch in der experimentellen Behandlung, sind Formen mit schmalen Flügeln, wie in der Praxis allein gebräuchlich, und solche mit breiten, einen größeren Teil des Schraubenkreises bedeckenden Flügeln. Beschränken wir uns zunächst auf die ersteren. Beträgt die Breite nicht mehr als etwa bis zu einem Viertel des Durchmessers, so kann man sie über den Radius konstant lassen. Daraus ergibt sich die ungefähre Grenze zwischen diesen Gruppen.

Im einzelnen setzen sich die Formen materieller Schrauben aus einer großen Anzahl von Elementen zusammen, die teilweise geometrisch voneinander abhängen und aerodynamisch in Wechselwirkung miteinander stehen. Eine mathematisch einfach bestimmbare Form, z. B. eine reine Schraubenfläche, kann man immer höchstens für eine Seite der Schraubenflügel vorschreiben. Bei Schiffspropellern ist meist die Druckseite eine reine Schraubenfläche, die Saugseite entsteht durch Auftragung der erforderlichen Materialstärke nach einem segmentförmig gewölbten Querschnitt mit mehr oder weniger scharfen Kanten. Eine solche Schraube läßt sich durch Angabe von Durchmesser, Steigung und abgewickelter Druckfläche immerhin noch leidlich genau kennzeichnen.

Es ist aber eine nicht beweisbare und wahrscheinlich nicht ganz zutreffende Vermutung, daß gerade die

reine Schraubenform für die Druckseite besonders günstig sei. Im allgemeinen Falle hat man es mit Formen zu tun, bei denen die Steigung weder radial noch tangential konstant ist. Bei tangential konstanter Steigung ist die sich an die Schraubenlinie anschließende Begrenzung des Flügelprofils praktisch geradlinig. Bei »tangential veränderlicher« Steigung ist auch diese Seite gewölbt. Nach dem, was im Schiffbau durch lange Erfahrung bewährt ist, hätte man zwar von Wölbung der Druckseite keinen Vorteil zu erwarten. Im Schiffbau wird aber auch die Wölbung der Rückenfläche nur als notwendiges Übel in Kauf genommen und ihre Form wenig beachtet. Wir wissen andererseits aber, daß bei Drachenflächen die Wölbungen entscheidenden Einfluß auf die geweckten Luftkräfte haben und müssen uns auch bei Luftschrauben darauf gefaßt machen. Die Wölbung der Rückenfläche ist, wie wir von hydrodynamischen Überlegungen her wissen, jedenfalls von erheblicher Bedeutung und es ist keineswegs sicher, daß die reine Schraubenform, wenn man sie ohne Dicke erproben könnte, die besten Wirkungen geben würde.

Unserer Aufgabe entsprechend müssen wir uns also schon zu einer weiter ins einzelne gehenden Differenzierung und Festlegung der geometrischen Formen entschließen. Das ist um so wichtiger, als gerade die Abweichungen von der reinen Schraubenform die Punkte sind, in denen theoretische Ansätze und Berechnungsmethoden, wie die erwähnten, keinerlei Aufschluß geben können.

Bei einem beiderseits gewölbten Flügel ist schon eine ganze Anzahl von Maßangaben nötig, um nur die Profilform hinreichend festzulegen. Entsprechend sind schon hierbei viele Formverschiedenheiten möglich, über deren Einfluß wir von vornherein nicht viel aussagen können. Sicher ist nur, daß ein schlanker und scharfer Verlauf nach der austretenden Kante hin jedenfalls von großem Vorteil ist. Nach hinten stumpf abschließende Formen scheiden wir also ohne weiteres aus. Stumpfe Abrundungen vorn sind dagegen nicht nur konstruktiv vorteilhaft, sondern vielleicht auch hydrodynamisch günstiger als scharfe Eintrittskanten, die eher zu schädlichen Wirbelbildungen Anlaß geben können.

Im allgemeinen Falle haben wir es also mit Profilen von dem in Fig. 6 dargestellten Typus zu tun, sofern

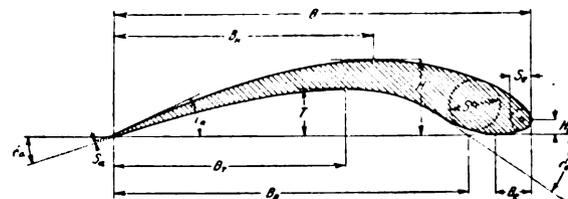


Fig. 6.

die Flügelbreite im Verhältnis zum Durchmesser klein ist, wie das bei der heute für Treibschrauben gebräuchlichen Grundform stets zutrifft. Die Wölbungen sind in Fig. 6 übertrieben, um das Grundsätzliche mehr hervortreten zu lassen.

Die Maße nach der Berührungssehne der Druckfläche zu orientieren empfiehlt sich aus praktischen Gründen. Grundsätzlich hat diese Linie keine besondere Bedeutung. Man könnte den Umriß natürlich punktweise durch Koordinatenangabe beliebig genau festlegen. Wir haben es aber vorgezogen und halten es für ausreichend, die drei Kurvenstücke, die den Umriß bilden, durch je drei ausgezeichnete Punkte und die Richtungswinkel der zu-

¹⁾ Die Versuchsergebnisse mit der Parseval-Schraube werden weiterhin mitgeteilt.

²⁾ Lindenberg liegt 75 km von Berlin, an der Nebenbahn Königswusterhausen—Beeskow. Man erreicht Berlin in rund drei Stunden.

gehörigen Tangenten zu bezeichnen. So geben nämlich die Maßzahlen zugleich die hauptsächlichsten Merkmale der Form an, während reine Koordinatenangaben die eigentlichen Längen- und Winkelmaße nur mittelbar enthalten.

Druck- und Rückenfläche sind also bezeichnet durch die zugehörigen Austrittswinkel δ_a und ε_a , deren Unterschied den hinteren Zuschärfungswinkel angibt; ferner durch die größten Wölbungshöhen T bzw. H , wo die Tangenten der Sehne parallel sind, und die Abstände der betreffenden Punkte von der Hinterkante; schließlich die Druckfläche durch Richtung (δ_r) und Lage der Tangente in dem Wendepunkte, wo die vordere Abrundung beginnt. Die Lage der Wendepunktstangente ist durch die Entfernung B_D ihres Schnittpunktes mit der Sehne von der Hinterkante bestimmt. B_D kann man zugleich als die Länge der Druckfläche betrachten. Die Saugfläche erstreckt sich stets über die ganze Flügelbreite B . Für sie ist noch der vorderste Punkt mit senkrechter Tangente festgelegt (H_r). Somit ist die Abrundungskurve auch schon durch zwei Punkte und Tangenten bezeichnet; als dritter tritt ihr Berührungspunkt mit der Sehne (B_r) hinzu.

Man überzeugt sich leicht, daß diese geometrisch zwar nicht ganz genaue Art, die Umrißkurven zu bezeichnen, praktisch nicht viel Spielraum zu willkürlichen Unterschieden läßt. Die Genauigkeit entspricht durchaus den bei der Herstellung solcher Flügel doch nicht ganz zu vermeidenden kleinen Abweichungen. Daß die Krümmungsänderungen stetig verlaufen sollen, ist natürlich vorausgesetzt.

Außerdem sind noch drei Maße hinzugefügt, die für die Dicke des Flügels kennzeichnend sind. S ist der Durchmesser des größten Kreises, den man in das Profil einzeichnen kann; S_r der Krümmungsdurchmesser am vordersten Punkte und S_a die Dicke der Austrittskante, die sich praktisch meist nicht bis auf Null zuschärfen läßt. Zu S würden wir die Mittelpunktswinkel hinzufügen, wenn ihre Bestimmung nicht oft zu unsicher wäre, da die Dicke meist über ein längeres Stück fast gleich bleibt.

Ist ein Flügel vorn scharf, so werden die Maße der vorderen Abrundung zu Null; ist die Druckfläche eben, so entfallen T und B_r usw.

Derartige etwas umständliche und nicht einmal ganz befriedigende Festsetzungen dürften bei näherer Beschäftigung mit solchen Formen bei Schrauben- wie übrigens auch bei Drachenflügeln kaum zu umgehen sein, die sich eben nicht einfach und reinlich auf eine Formel bringen lassen.

Bei den praktisch benutzten Schrauben ist nun die Profilform auf verschiedenen Radien durchaus nicht die gleiche. Man verjüngt stets die Dicken nach außen hin, was konstruktiv selbstverständlich geboten und aerodynamisch wahrscheinlich vorteilhaft, für systematische Vergleiche aber sehr erschwerend ist; denn dadurch werden sämtliche Profile so verändert, daß sie sich nicht einmal ähnlich bleiben. Man muß dann zu vollständiger Kennzeichnung einer Flügelform eine ganze Reihe von Querschnitten auf verschiedenen Radien festlegen.

Ähnliches gilt von der äußeren Abrundung des Flügelumrisses, die wahrscheinlich die Wirbel am Umfange des Reaktionsstrahles vorteilhaft vermindert.

Für uns empfiehlt es sich aber entschieden, diese Vorteile zunächst außer acht zu lassen und Versuchsflügel mit radial gleichen Profilen zu vergleichen. Nur durch solche Vereinfachungen der verwickelten Zusammen-

hänge ist Einblick in die Einflüsse der einzelnen Unterschiede zu gewinnen. Später müssen dann durch herausgegriffene Proben die durch Verjüngung und Abrundung erzielbaren Vorteile untersucht werden.

Lassen wir bei radial gleichen Profilen zunächst auch deren Stellungswinkel gegen die Drehebene, praktisch gekennzeichnet durch die Neigung (α_r) der Sehne, über alle Radien (r) gleich, so erhalten wir prismatische oder »gerade« Flügel, bei denen Hand in Hand mit den verschiedenen Profilen als wichtigste Veränderlichkeit stets der Verlauf der Leistungsgrößen bei verschiedener Stellung α_r zu untersuchen ist.

Wir nehmen weiterhin aber bald radial veränderliche Stellungswinkel hinzu, wobei im allgemeinen die inneren Profile steiler stehen als das äußerste auf dem größten Radius R , gegen dieses also eine wachsende Verdrehung besitzen. Der reinen Schraubenform mit konstanter Steigung (H) entspricht eine Verdrehung nach dem Gesetz:

$$r \tan \alpha = \frac{H}{2\pi} = \text{konst.}$$

Experimentell einfach durchführbar sind, wie sich zeigen wird, Versuchsreihen mit Flügeln, die nach dem Gesetz $\sin \alpha = A + B \cdot r$ verdreht werden. Darin kommt die reine Schraubenform zwar nicht genau, aber praktisch doch mit solcher Annäherung vor, daß man sich wohl damit begnügen kann. Andererseits kommt auch die Form mit konstantem α ($B = 0$) darin vor. Zur Variierung des Flügelwinkels tritt also noch diejenige der Verdrehung ($\alpha_r - \alpha_a$) hinzu, wenn α_r die Sehnenneigung auf einem inneren Radius bedeutet (wäre der Radius des Druckmittelpunktes am Flügel ohne weiteres bestimmbar, so wären die Verdrehungen besser von hier aus zu messen).

Schließlich kommen noch Schrägstellungen der Flügelachse gegen die Drehebene in Frage (entsprechend Schräglage der Erzeugenden bei reinen Schraubenflächen).

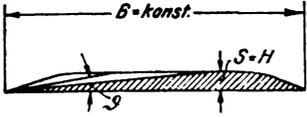
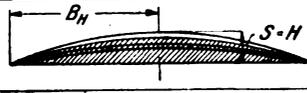
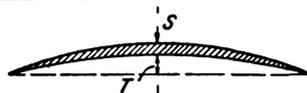
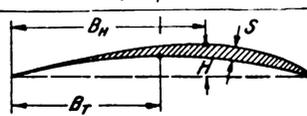
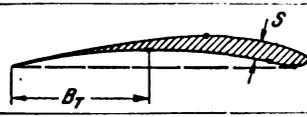
Die abgewinkelte Flügelbreite B ist bei radial gleichen Profilen natürlich konstant. Das ist auch bei den gebräuchlichen schmalflügeligen Treibschrauben meist annähernd der Fall. Man kann annehmen, daß die Umrißform, von der Spitzenausbildung abgesehen, an sich keinen großen Einfluß hat.

Daß die Flügelneigung bzw. die Steigung für die Schraubenwirkung von entscheidendem Einfluß ist, liegt auf der Hand. Versuchsreihen mit veränderlicher Steigung sind bisher aber, soweit bekannt, nur in einem Falle in wenigen groben Stufen ausgeführt worden; mit Variation der Verdrehungen ist bislang überhaupt noch nicht experimentiert worden. Wir haben diesen Punkten deshalb besondere Beachtung gewidmet.

Auch Versuche mit planmäßiger Variierung der Profile liegen noch von keiner Seite vor. Wir versuchen deshalb, hier sogleich noch eine Übersicht der zur Untersuchung in Frage kommenden Profilformen zu geben. Über die Auswahl und Gruppierung läßt sich natürlich streiten. Manche Vermutungen sind absichtlich außer acht gelassen. Reinliche Klassifizierung ist nicht möglich.

In Tabelle 2 sind sieben der Art nach verschiedene Typen aufgestellt, die die praktisch in Frage kommenden Möglichkeiten einigermaßen decken dürften. Sie müssen im einzelnen noch nach Dicken-, Winkel- oder Wölbungsmassen abgestuft werden, etwa in der aus der beigegebenen Aufstellung ersichtlichen Weise. Dann sind es im ganzen rund 40 Profile, die allmählich durchzunehmen wären. Die Unterscheidungsmerkmale der Typen, scharfe oder gerundete Eintrittskanten, ebene, kreisförmig oder parabelartig gewölbte Flächen usw. geben natürlich zu

Tabelle 2. Übersicht der wichtigsten Profilverchiedenheiten.

Nr.	Form	Hinterkante Zuschärfung δ Grad	Dicke S/B	Wölbungen		Vorder- kante	Wölbungsmaß bzg. auf Druckseite T/B	Anzahl der Variationen
				Saugseite Form	Druckseite Form			
1		$5^\circ, 10^\circ, 20^\circ$	$\frac{1}{20}$	eben	eben	scharf	0	3
2		10°	$\frac{1}{20}, \frac{1}{15}, \frac{1}{10}, \frac{1}{8}$	eben	eben	gerundet	0	4
		$3^\circ, 5^\circ, 20^\circ$	$\frac{1}{20}$	eben	eben	gerundet	0	3
3		versch.	$\frac{1}{20}, \frac{1}{15}, \frac{1}{10}, \frac{1}{8}$	Kreis	eben	scharf	0 ($H/B = S/B$)	4
		∞ konst.	$\frac{1}{20}$	Kreis	Kreis	scharf	$\frac{1}{50}, \frac{1}{30}, \frac{1}{20}, \frac{1}{15}, \frac{1}{10}$	5
4		∞ konst.	$\frac{1}{20}$	para- bolisch	Kreis	scharf	0 $\frac{1}{50}, \frac{1}{30}, \frac{1}{20}, \frac{1}{15}, \frac{1}{10}$	6
5		∞ konst.	$\frac{1}{20}$	para- bolisch	Kreis	gerundet	$\frac{1}{50}, \frac{1}{30}, \frac{1}{20}, \frac{1}{15}, \frac{1}{10}$	5
6		∞ konst.	$\frac{1}{20}$	para- bolisch	para- bolisch	scharf	$\frac{1}{50}, \frac{1}{30}, \frac{1}{20}, \frac{1}{15}, \frac{1}{10}$	5
7		∞ konst.	$\frac{1}{20}$	para- bolisch	para- bolisch	gerundet	$\frac{1}{50}, \frac{1}{30}, \frac{1}{20}, \frac{1}{15}, \frac{1}{10}$	5

Zwischenformen noch weiten Raum. Die Versuche müssen ergeben, ob noch solche aufzunehmen und wo andererseits von jenen 40 Formen einige oder einige Gruppen ausgeschaltet werden können. Die Dicke S ist zunächst nur in zwei Fällen variiert, bei den übrigen auf das konstruktiv nötige Mindestmaß beschränkt gedacht. Wie schon bemerkt, ist es nicht ohne weiteres sicher, daß das aerodynamisch günstig ist. Daher scheint es unbedenklich, bei den durchzuprüfenden Formen zunächst eine verhältnismäßig große Dicke zuzulassen. Das ist nötig, wenn man mit radial gleichbleibender Profilmform arbeiten will, da man dann die an der Flügelwurzel der Festigkeit wegen erforderliche Dicke nach außen hin beibehalten muß.

Die Breite B des Flügelprofils bei der prismatischen Grundform über $\frac{1}{3}$ bis äußerstens $\frac{1}{2}$ des Radius R zu steigern, hätte keinen Sinn. Bei größeren Breiten sind die Flügel vernünftigerweise sektorförmig zu gestalten (wenigstens an der Wurzel). Man gelangt dann zu einer ganz anderen Grundform mit breiten Flügeln und großer Flächenbedeckung. Die zahlreichen Möglichkeiten, die sich hierbei weiter eröffnen, sollen zunächst nicht weiter verfolgt werden. Auch von den Fällen mit mehr als zweiflügeligen und zusammengesetzten Schrauben sehen wir vorerst ab. Die Betrachtung der im Bereiche der schmalen Flügel liegenden Änderungsmöglichkeiten hat schon ein so umfangreiches Arbeitsfeld eröffnet, daß es geboten scheint, auf Abkürzung des sich aus obiger Entwicklung ergebenden Versuchsprogramms auszugehen und gegenüber dem theoretisch Wünschenswerten das praktisch Durchführbare und in mäßiger Zeit Erreichbare zu berücksichtigen. Man muß dann verschiedentlich Kompromisse schließen.

Bevor wir zum praktischen Vorgang kommen, müssen wir uns indessen noch darüber Rechenschaft geben, in welcher Weise wir die Versuchsergebnisse vergleichen und beurteilen wollen; denn auch das ist bei unserem Problem keineswegs ganz einfach.

(Fortsetzung folgt.)

Die Lage der Luftdruckresultierenden nach den bisherigen Veröffentlichungen.

Zusammengestellt von H. Reifsner, Aachen.

Auf der Abszissenachse in Fig. 1 sind nach links die Winkel der Flächenschnitte mit dem Luftstrom, auf der Ordinatenachse nach oben die Größe der Quotient aus Druckpunktabstand von der Mitte und aus Flächenbreite in der Stromrichtung in % aufgetragen.

Die Bedeutung der römischen Ziffern ist die folgende:

- I. Eiffel: Fläche 900×150 mm, lange Seite quer zum Strom, Kreiswölbung $1:13,9$, angesaugter Luftstrom von $v = 10$ m/sek Geschwindigkeit, zeigt das Zurückwandern des Druckpunktes für kleine Winkel sehr stark. Aero-phile, Febr. 1910.
- II. Joessel: Quadratische ebene Platte in Wasser, Versuchskurve, gegeben durch Gleichung $s = 0,3 a (1 - \sin \alpha)$. Mémor. du Génie Marit, 1870.
- III. Kummer: Ebene Glasplatte 90×180 mm, kürzere Seite quer zum Luftstrom im Rundlaufapparat von 2 m Durchmesser, $v = 8$ m/sek Geschwindigkeit. Abh. d. Kgl. Ak. d. Wiss. Berlin 1875-76.
- IV. Kummer: Ebene Glasplatte 90×90 m, zeigt für mittlere Winkel eine starke Verschiedenheit der Druckpunktlage gegen III loc. cit.

V. Langley: Quadratische ebene Metallplatte 305×305 mm im Rundlaufapparat von 18,2 m Durchmesser bei Geschwindigkeiten bis zu 14 m/sek. Experiments in Aerodyn., Washington S. 91.

VI. Rateau: Ebene Metallplatte 500×300 mm, lange Seite quer zum Strom vor der Ausströmungsdüse eines Ventilators, Luftgeschwindigkeit bis zu 35 m/sek, zeigt instabiles Gebiet von $30-40^\circ$. Revue de Méc. August 1909, Aerophile Juli, Aug. 1909.

VII. Rateau: Kreisförmig gewölbte Platte $1:22,8$; 500×300 mm, lange Seite quer zum Strom, sonst wie oben, zeigt ein starkes Zurückwandern des Druckpunktes von 15 bis 0 und Unbestimmtheit bei 30° . loc. cit.

VIII. Rayleigh: Theoretische Kurve für unendlich lange ebene Platte, endliche Seite a in Stromrichtung

$$s = \frac{3}{4} a \frac{\cos i}{4 + \pi \sin i}$$

(siehe z. B. Lamb, Hydrodynamik), zeigt gute Übereinstimmung mit Langley.

XI. Riabouchinski: Kreisförmig gewölbte Platte $1:30$, Seitenlängen 300×100 mm, längere Seite quer, konvexe Seite voran, im angesaugten Luftstrom, dessen Gleichförmigkeit bis auf 3,6% erzielt wurde, Luftgeschwindigkeit 3, 4,5 und 6 m/sek. Bullet. de l'Institut Aerodynamique de Koutchino, Moscou, Fasc. II 1908.

X. Riabouchinski: Desgl., konkave Seite voran, zeigt keine Rückwanderung des Druckpunktes, keine Angaben für kleine Winkel. loc. cit.

XI. Turnbull: Gewölbte Platte ohne Angabe der Wölbungstiefe 430×215 mm, vor der Ausströmungsoffnung eines Ventilators, längere Seite quer zum Strom, zeigt starke Rückwanderung bei kleinen Winkeln, Luftgeschwindigkeit 4,5 m/sek. Physical Review 1907, S. 295.

XII. Rateau: Rechteckige Platte von spindelförmigem Querschnitt 500×300 mm, längere Seite quer zum Strom, sonst wie VI, zeigt starkes Vorrücken des Druckes bis zu 10° , dann starkes Zurückwandern. loc. cit.

Neuerdings hat Riabouchinski im Laboratorium von Koutchino eine Nachprüfung der Rateauschen Druckwanderungskurve (VII) vorgenommen, die sehr gute Übereinstimmung bis auf das instabile Gebiet bei mittleren Winkeln ergeben hat, bei denen Riabouchinski nach Anbringung einer Schwingungsdämpfung einen allmählichen Übergang findet (Aerophile März 1910). Andererseits vergleiche man Prof. Prandtl's Druckwanderungskurven für die verschiedenen Wölbungen in d. Zeitschr., die die starke Rückwanderung bestätigen. Bei der Verwertung der Ergebnisse für Systeme von Flächen ist wegen der gegenseitigen Beeinflussung vorsichtig zu rechnen, wie Prof. Prandtl vermerkt hat.

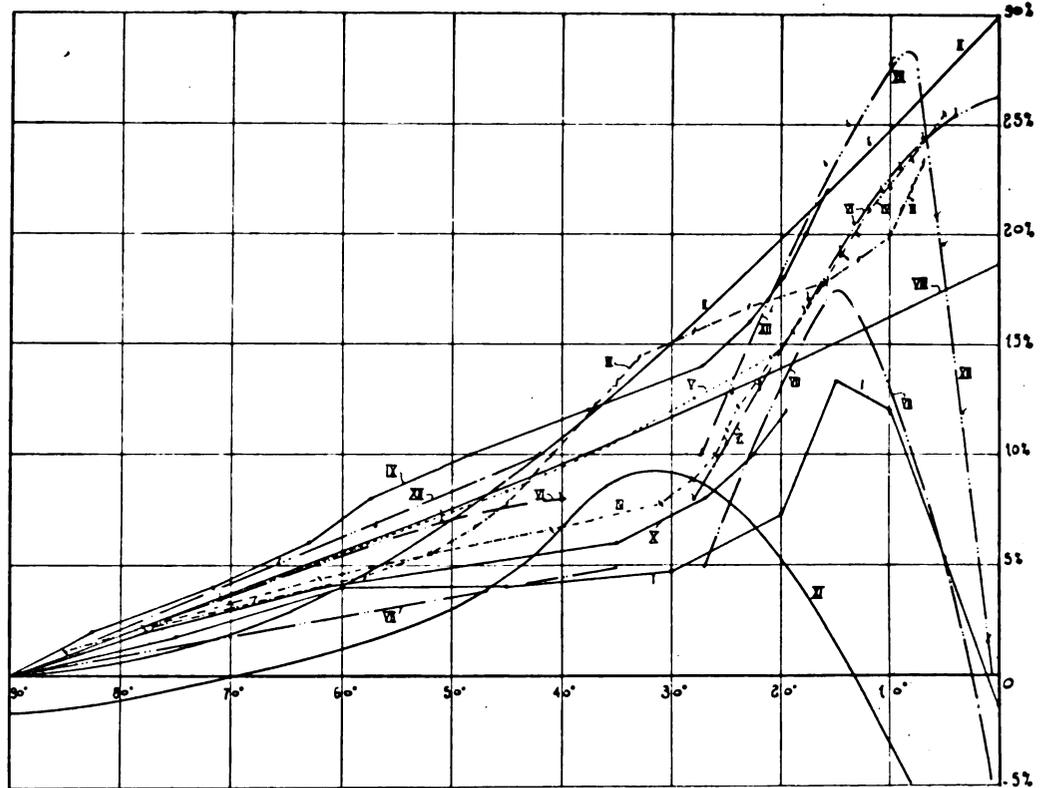


Fig. 1.

Luft ermöglicht, und zwar gleich auf zwei verschiedene Arten: wir können mit dem Luftschiff durch die Luft schwimmen und mit dem Flugzeug durch die Luft fliegen.

Beide Arten von Beförderungsmitteln sind aber zurzeit noch vollständig unwirtschaftlich. Die Luftschiffe sind zu langsam und gar zu teuer und die Flugzeuge bieten zu wenig Sicherheit.

Mit Feststellung dieser Mängel sind gleichzeitig die Richtungen gegeben, in denen jetzt weiter gearbeitet werden muß, um die notwendige Wirtschaftlichkeit zu erzielen: man muß suchen, die Luftschiffe schneller, die Flugzeuge sicherer zu machen.

So verschieden beide Aufgaben auch scheinen, sind doch zu ihrer Lösung fast dieselben Forschungen nötig.

Zunächst müssen wir noch eine viel genauere Kenntnis des Luftwiderstandes bekommen, als wir sie jetzt haben, in seiner Abhängigkeit von Geschwindigkeit, von Fläche und vom Winkel. Eng hiermit hängen zusammen die Fragen nach der besten Form der Tragkörper der Luftschiffe, der Tragflächen der Flugzeuge, der Vortreiberschrauben, nach der Stabilität der Flugzeuge usw.

Von gleicher Wichtigkeit ist die Frage nach der Kraftquelle, der Seele des ganzen Luftverkehrs. Schon die große Zahl verschiedener Luftschiff- und Flugmotoren beweist, daß hier noch viel wissenschaftliche Arbeit nötig ist; namentlich der Brennstoffverbrauch muß noch viel kleiner werden.

Die Auswahl der geeignetsten Baustoffe, die schon beim Bau des Motors sehr beachtet werden muß, ist von größter Wichtigkeit beim Bau der Tragkörper und Tragflächen. Nirgends in der Technik sonst wird ein derartiges Zusammenreffen von äußerster Festigkeit mit möglichster Leichtigkeit verlangt wie hier.

Über die Häufigkeit, Stärke und Richtung der Winde hat soeben Aßmann ein sehr wertvolles Werk veröffentlicht. Er klagt aber selbst, wie unvollkommen noch das Beobachtungsmaterial ist, welches ihm zur Verfügung stand. Über das Auftreten der für Luftschiffe und Flugzeuge so gefährlichen Böen liegt überhaupt noch kein systematisches Beobachtungsmaterial vor.

Die Zahl der noch zu lösenden Fragen, der anzustellenden Beobachtungen ist so groß, daß sie ein einzelner gar nicht angeben kann; die genannten bilden nur eine An-

Was hat zur Förderung von Flugtechnik und Motorluftschiffahrt zu geschehen?

Von Prof. Dr. K. Schreber.

Durch die Erfindung der Automobilmaschinen und deren sachgemäße Weiterentwicklung ist jetzt ein Verkehr durch die

deutung der unmittelbar in Frage kommenden wissenschaftlichen Gebiete. An ihrer Beantwortung müssen viele Forscher möglichst gleichzeitig und möglichst unabhängig voneinander arbeiten, damit sie von den verschiedensten Seiten in Angriff genommen und so am schnellsten der endgültigen Lösung zugeführt werden können.

Es müssen zu dem Zweck an Universitäten und technischen Hochschulen geeigneten Vertretern von Fächern, welche für den Verkehr durch die Luft von Wichtigkeit sind: Aeromechanik, Motorenbau, Materialprüfung, Meteorologie usw. Lehraufträge erteilt werden, ihre Fächer nach dieser Richtung hin auszubauen. Gleichzeitig müssen ihnen Mittel zur experimentellen Forschung auf diesem Gebiete zur Verfügung gestellt werden. Vollständig neue Institute sind wohl nirgends nötig; es wird ausreichen, die vorhandenen der neuen Aufgabe entsprechend zu erweitern.

Die praktische Erprobung der gefundenen Resultate läßt sich, soweit die Flugtechnik in Frage kommt, überall leicht vornehmen. Es gehört dazu nichts als ein hinreichend großes Gelände, über welches der Wind möglichst gleichmäßig, böenfrei hinweht. Derartige Gelände finden sich im Deutschen Reich hinreichend oft für mäßiges Geld. Den Institutsvorstehern muß es aber auch gestattet sein, mit den ihnen zur Verfügung gestellten Mitteln solche Herren, welche Erfolg versprechende Pläne praktischer Flugzeuge vorlegen, bei deren Ausführung zu unterstützen und die Erprobung zu ermöglichen.

Anders ist es mit der Ausführung von praktischen Versuchen mit Luftschiffen. Schon Giffard hatte aus seinen noch recht erfolgswachen Versuchen erkannt, daß ein Luftschiff sehr groß sein müsse, wenn man überhaupt etwas erreichen wolle. Dadurch wird nicht nur das Luftschiff selbst sehr teuer, sondern es verlangt auch, um während der Zeit, wo es nicht zu Versuchen benutzt wird, geschützt zu sein, eine sehr große und deshalb teure Halle. Aus pekuniären Rücksichten müssen deshalb die Versuche mit Luftschiffen zunächst noch zentralisiert werden; es muß eine Versuchsstation für das ganze Reich eingerichtet werden. Bei der Auswahl des Ortes ist in erster Linie der schlimmste Feind der Luftschiffahrt, der Wind, zu berücksichtigen. Die Sicherheit der Versuchsfahrten verlangt, daß am ausgewählten Ort heftige und böige Winde recht wenig auftreten.

Da ist nun das schon oben erwähnte Werk von Aßmann »Die Winde in Deutschland« sehr wertvoll. Aus der mit großer Mühe von Aßmann durchgeführten Zusammenrechnung der Beobachtungen der über ganz Deutschland verstreuten Beobachtungsstationen ergibt sich, daß das mittlere Norddeutschland das windschwächste Gebiet Deutschlands ist. Hier muß die Versuchsstation eingerichtet werden.

Der geeignetste Ort scheint mir da Bitterfeld zu sein.

Bitterfeld ist fast als Vorort der Universitätsstädte Leipzig und Halle zu betrachten; es ist von der Universität Berlin und der Technischen Hochschule Charlottenburg sehr leicht zu erreichen und auch die Technische Hochschule Dresden liegt sehr nahe; es können sich somit sehr viele, die sich um das Studium der für die Luftschiffahrt nötigen Gebiete bekümmern, bequem an den Versuchen beteiligen. Das Land ist auf weite Entfernung hin eine ganz gleichmäßige Ebene, so daß zur Bildung der so gefährlichen Böen wenig Veranlassung vorliegt. In den Anlagen der Firma Elektron wird Wasserstoff als Nebenprodukt in großen Mengen gewonnen, so daß dieses sehr billig zur Verfügung steht. Schließlich ist Bitterfeld schon seit Jahren ein sehr großer Luftschiffhafen mit großen Hallen, so daß die Einrichtung der Versuchsstation hier kaum nennenswerte Kosten verursachen würde.

Wollte man sich ganz streng an Aßmanns Karte halten, so müßte man Celle wählen. Dieser Ort ist aber selbst von der nächsten Hochschule Hannover nur unbequem zu erreichen und bietet auch sonst gar nichts, so daß alle Bedürfnisse der Versuchsstation mit großen Kosten neu geschaffen werden müßten. Der Unterschied in bezug auf den Wind ist nicht so groß, diese ungeheuren Mehrausgaben zu rechtfertigen.

Von Reichstagsabgeordneten ist Friedrichshafen vorgeschlagen worden. Ich hoffe, diese Herren werden nicht be-

anspruchen, auf dem Gebiete der Meteorologie für so sachverständig gehalten zu werden, wie es Aßmann ist, der auf Grund seiner Windstatistik diesen Ort als »keineswegs günstig« bezeichnet. Und die Verbindung mit den nächsten Universitäten und Technischen Hochschulen Tübingen, Stuttgart, München ist sehr unbequem.

Eine Schule einzurichten zur Ausbildung von Führern von Luftschiffen und Flugzeugen ist noch weit verfrüht. Noch hat keines dieser Beförderungsmittel die geringste wirtschaftliche Bedeutung. Es kann deshalb keinem der Schüler die geringste Aussicht gemacht werden, auf diesem Gebiete eine Lebensstellung zu finden. Man möge sich bei derartigen optimistischen Zukunftsplänen der »Europäischen Luftschiffahrts-Compagnie« aus dem Jahre 1835 erinnern. Zwar sind unsere jetzigen Luftschiffe und Flugzeuge besser als der »Adler« jener Gesellschaft, aber auch unsere Eisenbahn ist besser als die Verkehrsmittel jener Zeit und wir sind durch sie in bezug auf die Beförderung sehr verwöhnt. Ehe Luftschiffe und Flugzeuge nicht mit der Eisenbahn konkurrieren können, hat eine Luftschifferschule wenig Bedeutung. Hoffen wir, daß durch das Zusammenarbeiten recht vieler Kräfte das Ziel, für den Verkehr brauchbare Luftfahrzeuge zu erhalten, recht bald erreicht wird.

Zusammenfassend können wir sagen: zur Förderung von Flugtechnik und Motorluftschiffahrt müssen geeigneten Forschern an Universitäten und technischen Hochschulen Lehraufträge erteilt und Mittel zu experimentellen Forschungen und praktischen Erprobungen zur Verfügung gestellt werden, und zur Ausführung praktischer Versuche mit Luftschiffen ist eine Reichsversuchsstation in Bitterfeld einzurichten.

Neue Flugapparate.

(Mit Tafel IX.)

I. Neue deutsche Drachenflieger.

Der Bau von Flugmaschinen, speziell Drachenfliegern, schreitet jetzt auch in Deutschland in schnellem Tempo vorwärts. Es scheint, daß sich Berlin für Deutschland, ebenso wie Paris für Frankreich zum Hauptort der Flugmaschinenindustrie entwickelt. In Berlin und Umgebung sind bereits vier bedeutende Flugmaschinenfabriken vorhanden, nämlich die Fabrik der »Flugmaschine Wright« G. m. b. H. in Reinickendorf-West bei Berlin, die Werkstätten der »Luftfahrzeugbau-G. m. b. H. E. Rumpler«, Berlin N., die »Grade-Fliegerwerke« in Bork i. d. Mark und die Flugmaschinenfabrik »Albatros« neben dem Flugplatz Johannisthal bei Berlin. Die »Albatroswerke« G. m. b. H. bauen Zweidecker nach System Henri Farman und System Roger Sommer und ferner Eindecker System »Antoinette«. Gegenwärtig ist in diesen Werkstätten ein Antoinette-Eindecker für drei Personen fertiggestellt worden, der mit einem 100ferdigen Gnom-Motor ausgerüstet ist. Dieser neue Gnome-Motor hat 14 Zylinder und stellt sich demnach als eine Verdoppelung des normalen Gnome-Motors mit 7 Zylindern dar (Fig. 1—3, Tafel IX).

An der Konstruktion der Tragflächen ist bemerkenswert, daß die äußeren Enden derselben in der Breite von je 1 m abnehmbar sind, und zwar wird die Tragfläche dann verringert, wenn der Flugapparat nur mit einer Person fliegen soll. Bei der Belastung mit drei Personen, also zwei Passagieren außer dem Führer, werden die Tragflächen auf 15 m verbreitert. Die Oberfläche derselben nimmt dann um ca. 4 qm zu. Im übrigen braucht für die höhere Belastung des Flugapparates nichts geändert zu werden, da die beiden Passagiersitze symmetrisch vor und hinter der Mitte der Tragflächen angeordnet sind, und somit die Schwerpunktage in bezug auf die Belastung der Tragflächen nicht wesentlich verändert wird.

Dieser große Antoinette-Eindecker ist auch etwas länger als der normale Antoinette-Eindecker für ein bis zwei Personen. Wegen des geringeren Gewichtes des Gnome-Motors gegenüber dem Antoinette-Motor mit Wasserkühlung und den damit nötigen Nebenapparaten, wie Kühler, Pumpe und dem Kühlwasser, war es notwendig, um die richtige Ge-

wichtsverteilung zu erhalten, den Motor etwas weiter nach vorn zu rücken.

Die Anordnung des Motors und der Hauptteile wie die Abmessungen dieses größten bisher gebauten Eindeckers sind aus den Fig. 1—3 auf Tafel IX zu ersehen. In dieser Tafel ist in den Fig. 4—6 und 13 der normale Antoinette-Eindecker in Bild und Zeichnung dargestellt.

Die Details dieses interessanten Flugapparates sollen in einem späteren Aufsatz näher beschrieben werden.

Die deutschen Konstrukteure bevorzugen jetzt augenscheinlich den Eindecker, so auch der Flugtechniker Karl Jatho in Hannover, der ganz selbständig bereits vor fünf Jahren mit der Konstruktion von Drachenfiegern begonnen hat und schon zwei Zweidecker gebaut hat, ohne mit diesen Flugmaschinen jedoch bedeutende Erfolge erzielen zu können (Fig. 22 und 23, Tafel IX).

Der vor kurzem von Jatho hergestellte Eindecker ist in seiner Konstruktion den bekannten französischen Eindeckern ähnlich. Bei 11,6 m Spannweite ergeben die Tragflächen 32 qm. Im Verhältnis zur Spannweite ist dieser Eindecker mit 8 m Länge etwas kurz gebaut.

Die Schwanzfläche ist als Höhensteuer ausgebildet, und zwar wird dieselbe zum Zwecke der Höhensteuerung an den Enden nach oben oder unten gebogen, in ähnlicher Weise wie an dem Eindecker von Grade.

Die Querstabilität erfolgt durch Verwindung der Tragflächen. Die Betätigung der Steuer erfolgt durch ein Handrad und durch einen Fußhebel.

Das Anlaufgestell mit zwei Rädern vorn, hinten einem Rad ist mit Spiralfedern abgefedert. Die Radgabeln können um vertikale Zapfen schwingen.

Der Motor, ein wassergekühlter Körting-Flugmotor (siehe Heft 10, Fig. 7, S. 124) leistet mit vier Zylindern 36 PS bei 1250 Touren. Der Propeller ist direkt auf der Motorwelle befestigt und hat einen Durchmesser von 2,1 m bei 1,2 m Steigung. Nabe und Schafte des Propellers bestehen aus Nickelstahl, die Flügel aus Magnaliumblech.

Während die meisten Gerippe für Flugmaschinen aus dem amerikanischen »Spruce«-Fichtenholz hergestellt sind, hat Jatho alle Holzteile seines Eindeckers aus deutschem Eschenholz hergestellt und hat sich dieses Material bestens bewährt.

Auf dem Flugfeld »Steinfeld« bei Wiener Neustadt hat in der letzten Zeit der Flugtechniker Klug mit dem von ihm gebauten Eindecker gleich bei den ersten Aufstiegen einen Flug ausführen können, und macht sein Eindecker, der sich an die Bauart »Antoinette« anlehnt, bezüglich des Fahrgestells an Blériot, einen Vertrauen erweckenden Eindruck. Die Abmessungen dieses Apparates mit 9,5 m Spannweite bei gleicher Länge sind fast die gleichen als die des bewährten Blériot-Typs (Fig. 12, Taf. IX).

Die Tragflächen (24 qm) sind starr, also nicht verwindbar, und erfolgt die Querstabilität durch beiderseitig in die Tragflächen eingebaute Stabilisierungsflächen. Diese Flächen können mittels der Steuerung sowohl korrespondierend als auch unabhängig einseitig um horizontale Achsen geschwenkt werden. Der Pilot kann also gleichzeitig die eine Stabilisierungsfläche nach oben, die andere nach unten verdrehen, oder es wird nur die eine Fläche nach oben oder unten verdreht, während die andere in Ruhe bleibt resp. sich durch den Widerstand in der Luft in die Flugrichtung einstellt. Mit demselben Steuerrad wird durch Verschieben desselben das Höhensteuer betätigt, welches Steuer zweiteilig, ähnlich wie beim neuen Blériot, hinter feststehenden Schwanzflächen von dreieckiger Form angebracht ist. Das Seitensteuer, das zwischen den Höhensteuern angebracht ist, wird in der üblichen Weise durch einen Fußhebel betätigt.

Der Drachenfieger ist mit einem 30pferdigen luftgekühlten Anzani-Motor ausgerüstet und der Holzpropeller von 2,1 m Durchmesser (Chauvière) direkt auf die Motorwelle aufgekeilt.

Bemerkenswert ist das geringe Gewicht dieses Eindeckers, das 192 kg (ohne Führer, Benzin und Öl) beträgt.

Die Versuche mit dem Zweidecker der Siemens-Schuckert-Werke sollen in der nächsten Zeit wieder aufgenommen werden. Dieser Zweidecker zeigt verschiedene

bemerkenswerte Einzelheiten; so sind die Tragflächen in der Flugrichtung sehr elastisch und können sich die Enden derselben, welche ziemlich weit über die hinteren vertikalen Stützen hinausragen, unter dem Druck der Luft zurückbiegen. Entsprechend der Zahl der Rippen in den Tragflächen laufen dieselben nach hinten in Spitzen aus, die besonders leicht biegsam sind. Es scheint dies in Anlehnung an die Schwungfedern in den Flügeln der Vögel gewählt zu sein (Fig. 10—11 und 24, Tafel IX).

In gleicher Weise ist das Höhensteuer konstruiert, das im übrigen in seiner Bauart an die Konstruktion Wright erinnert und wie bei diesem sind zwei vertikale Führungsflächen von Halbmondform zwischen beziehungsweise direkt hinter den Höhensteuerflächen angebracht.

Die Schwanzfläche ist mehrfach geändert worden. In der letzten Ausführung besteht dieselbe aus zwei übereinander im Abstand von ca. 2 m angeordneten Flächen, deren seitliche hintere Enden in Spitzen verlaufen. Auch diese Flächen sind sehr elastisch.

An einer mittleren Spitze sind diese beiden Flächen hinten durch einen vertikalen Stab verbunden, der als Achse für das Seitensteuer dient. Das Seitensteuer ist über die Achse hinaus nach vorn verlängert, so daß sich vor der Achse etwa ein Drittel der Gesamtoberfläche des Seitensteuers befindet. Hierdurch wird erreicht, daß sich das Seitensteuer leicht einstellen läßt.

Die Betätigung der Steuer erfolgt durch einen um ein Kardangelen schwingbaren Hebel, der oben mit einem Handrad ausgerüstet ist.

Bei der Anordnung des Anlaufgestells ist zu bemerken, daß dasselbe verhältnismäßig hoch ist und die Stützen so abgemessen sind, daß die Tragflächen beim Anlauf, solange auch das Vorderrad den Boden berührt, in einem sehr geringen Neigungswinkel stehen. Hierdurch soll erreicht werden, daß der Drachenfieger schneller die zum Aufflug notwendige Geschwindigkeit erlangt und nicht so leicht nach vorn kippt.

In der Ansicht von vorn sind die Tragflächen mit den Außenkanten nach oben geschweift, um dadurch eine gewisse automatische Stabilität zu erzielen (Fig. 24).

2. Neue französische Drachenfieger.

Blériot übt jetzt mit seinem neuen verbesserten Eindecker (Fig. 7, Tafel IX und Fig. 3, S. 44, Heft 3/4). Bei diesen Versuchen hat es sich ergeben den Schwerpunkt etwas tiefer zu legen, und erreichte dies Blériot dadurch, daß er den Brennstoffbehälter unter dem Körper für die Tragflächen anbrachte. Um den Luftwiderstand dabei zu verringern, hat dieser Behälter die Fischform erhalten, wie sie nach den Versuchen von Prandtl (über Ballonformen) den geringsten Widerstand ergibt.

Dieser Eindecker ist mit dem rotierenden Gnom-Motor von 50 PS ausgerüstet. Bemerkenswert ist an ihm noch die geringe Länge von ca. 8 m. In Fig. 7, Tafel IX ist dieser Eindecker von oben gesehen gezeichnet; in Fig. 8 und 9 der bisher von Blériot gelieferte Eindecker.

Von den vielen neuen französischen Eindeckern ist der von Orbre noch bemerkenswert (Fig. 14, Tafel IX).

Das Gerippe für die V-förmig nach oben gerichteten Tragflächen ist aus Stahlrohr hergestellt. Das Seitensteuer ist hinter einer dreieckigen Kielfläche hinter dem Höhensteuer montiert.

Das Höhensteuer ist dadurch bemerkenswert, daß vor demselben gekrümmte und etwa im gleichen Einfallswinkel wie die Tragflächen stehende Flächen angeordnet sind.

Auch diese Flächen sind einstellbar, werden aber nur einmal eingestellt, bis der günstigste Winkel für dieselben gefunden ist.

Die Erhaltung der Querstabilität erfolgt durch Verwinden der Tragflächen.

Vor dem ähnlich wie beim Blériot-Eindecker konstruierten Anlaufgestell ist zum Schutze des Propellers ein doppelter Sporn mit Gummipuffer angebracht.

Der Antrieb der zweiflügeligen Holzschraube, die auf der Motorwelle montiert ist, erfolgt durch einen neuen luft-

gekühlten Motor der Firma Velox-Suere, der bei 1300 Touren 30 PS leistet.

Die Motorenfabrik Grégoire, die den Flugmotor Gyp fabriziert, baut auch Eindecker. Der neueste Typ dieser Fabrik entspricht fast ganz dem Antoinette-Eindecker, nur sind die Tragflächen nicht V-förmig nach oben gerichtet und überall gleich tief, und das Anlaufgestell ist etwas anders konstruiert, ähnlich wie das des Zweideckers Sommer mit zwei Schlittenkufen.

Henri Farman, dessen Zweidecker in letzter Zeit bei allen Flugveranstaltungen große Erfolge errungen haben, wie sich auch die nach diesem System in Deutschland gebauten Zweidecker vorzüglich bewährten, beschäftigt sich trotz dieser Erfolge jetzt mit der Konstruktion von Eindeckern (Fig. 15, 16 und 17, Tafel IX).

Den Eindecker Farman kann man sich dadurch entstanden denken, daß von dem Zweidecker desselben Konstrukteurs die untere Tragfläche entfernt worden ist und der Propeller, statt hinter den Tragflächen, vor den Tragflächen läuft. Gegenüber den bisher gebauten Eindeckern ist beim Eindecker Farman der Propeller verhältnismäßig tief unter der Tragfläche angeordnet und wird daher im Fluge ein starkes Kippmoment nach oben hervorrufen, da der Hauptwiderstand in der Tragfläche liegt.

Das Höhensteuer ist hinter einer feststehenden gekrümmten Schwanzfläche angeordnet, über derselben das Seitensteuer hinter einer dreieckigen Kielfläche.

Die Betätigung der Steuer und Stabilitätsflächen erfolgt durch einen Handhebel und zwei Pedale.

Bereits bei den ersten Versuchen gelangen Henri Farman mit diesem Eindecker längere Flüge, wobei dieser Eindecker eine sehr gute Stabilität zeigte. Die tiefe Lage der Schraubenwelle hat sich wider Erwarten beim Fluge nicht ungünstig bemerkbar gemacht. Bei einer Spannweite von 7,5 m. ergeben die Tragflächen ca. 15 qm Oberfläche. Die ganze Länge beträgt ebenfalls 7,5 m.

Der Propeller wird wie bei den Zweideckern Farman durch einen 50pferdigen Gnom-Motor angetrieben.

Die Gebrüder Voisin haben gelegentlich der Flugwoche in Tours einen neuen Zweidecker herausgebracht. Dieser Zweidecker ist in seiner Konstruktion dem bewährten Zweideckertyp der Amerikaner Curtiss-Herring insofern sehr ähnlich, als auch beim neuen Voisin die Erhaltung der Querstabilität durch zwischen den beiden Tragflächen angeordnete, um horizontale Querachsen drehbare Stabilisierungsflächen erfolgt. Dementsprechend sind die Vertikalfächen zwischen den Tragflächen fortgefallen (Fig. 21, Tafel IX). Der Mittelkörper, welcher den Motor und Führersitz trägt, mit dem vorn angeordneten Höhensteuer und dem darunter befindlichen Schutzrad ist derselbe geblieben wie beim alten Farman-Zweidecker. Dagegen ist die Schwanzfläche beim neuen Farman nur einfach vorhanden. Diese Fläche ist gekrümmt und um eine Querachse einstellbar, doch kann diese Einstellung nur durch die Spannschlösser in den Verspannungsdrähten vorgenommen werden; während des Fluges kann also diese Fläche nicht verstellt werden. Das Seitensteuer ist doppelt vorhanden, und zwar befinden sich zwei Drittel über der Schwanzfläche, ein Drittel unter derselben. Die beiden Achsen für die Seitensteuer bilden gleichzeitig die Achsen für die Gabeln der beiden hinteren Anlaufräder. Die Steuerflächen sind über ihre Achsen hinaus nach vorn verlängert, um das Einstellen derselben zu erleichtern.

Die Betätigung des Höhen- und Seitensteuers erfolgt wie beim alten Farman-Apparat durch das gleiche Handrad.

Das vordere Anlaufgestell ist bedeutend vereinfacht, indem die beiden Räder nicht mehr in besonderen schwenkbaren Gabeln befestigt sind, sondern auf einer gemeinsamen Achse, die durch Zugstangen und Spiralfedern mit dem Gestell der Tragflächen verbunden sind. Der Franzose Metrot hat mit diesem neuen Voisin-Zweidecker schon bedeutende Flüge ausgeführt, und erwies sich dabei dieser Drachenflieger bei gleicher Motorleistung bedeutend schneller als der alte Voisin-Zweidecker, was ja auch bei dem geringeren Gewicht und dem geringeren Luftwiderstand zu erwarten war.

In Issy-les-Moulineaux ist vor einigen Tagen ein neuer Drachenflieger von John Moissant herausgekommen. Ab-

gesehen von der merkwürdigen quergewölbten Form der Tragflächen ist dieser Flugapparat auch dadurch bemerkenswert, daß derselbe ohne Verwendung von Holz und Gewebe gebaut wurde, indem das Gerüst aus Stahlrohren und alle Flächen aus Aluminiumblech hergestellt sind (Fig. 18 und 19, Tafel IX).

Die quergewellten Tragflächen sind in jedem Wellental mit Kielflächen versehen, die nach den Außenkanten hin schmaler, d. h. weniger hoch werden. Diese in der Flugrichtung liegenden Bleche dienen gleichzeitig zur Verspannung der Tragflächen, indem über den Ober- und Unterkanten dieser Flächen vorn und hinten die Spanndrähte geführt sind. (Gewellte Tragflächen aus Blech sind zuerst von Prof. Reißner, Aachen, angegeben und versucht worden.)

Unter der Haupttragfläche ist noch eine schmalere Tragfläche vorhanden, die in der Mitte eine Kielfläche von größerer Ausdehnung trägt.

Der mittlere Teil der oberen Tragfläche ist zu einer Schwanzfläche verlängert, deren Ende als Höhensteuer dient. Unter dieser Schwanzfläche ist eine vertikale Kielfläche angebracht, deren Ende das Seitensteuer bildet.

Außer dem hinteren Höhensteuer ist noch ein vorderes Höhensteuer angebracht. Dieses wird durch Verschieben des Handrades wie bei Voisin betätigt, während für das hintere Höhensteuer ein besonderer in Rasten feststellbarer Handhebel vorhanden ist. Durch Drehen des Handrades wird mittels Ketten und Seilzug das Seitensteuer betätigt.

Der Antrieb der vor den Tragflächen wirkenden dreiflügeligen Schraube erfolgt durch einen 50PS Gnom-Motor. Als Körper zum Tragen des Motors und des Führersitzes ist die untere Tragfläche mit ihrer vertikalen Kielfläche ausgebildet.

Die Spannweite dieses Drachenfliegers beträgt nur 5,5 m, dabei ergeben alle Flächen zusammen 22 qm. Die Länge des Drachenfliegers beträgt 8,5 m, das Gewicht ohne Führer 250 kg.

Mit diesem nach neuen Prinzipien gebauten Flugapparat sind bisher erst in Issy-les-Moulineaux kurze Luftsprünge gelungen, doch werden die Versuche mit Interesse verfolgt.

3. Neuer amerikanischer Drachenflieger.

Dem vorstehend beschriebenen Drachenflieger ist der Zweidecker »Flying Fish« von Burgess-Herring insofern ähnlich, als die obere Tragfläche ebenfalls mit vertikalen Kielflächen, jedoch von dreieckiger Form ausgerüstet ist (Fig. 20, Tafel IX).

Die Anordnung der Höhensteuer und der Schwanzfläche mit dem Seitensteuer ist die gleiche wie bei dem bewährten amerikanischen Zweidecker von Curtiss-Herrings. Der vierflügelige Propeller wirkt auch wie bei diesen hinter den Tragflächen.

Die Versuche, welche in Plum-Island in den Vereinigten Staaten stattfinden, erfolgen ohne Anlaufräder, da dieser Drachenflieger ähnlich wie der alte Wright-Zweidecker mit Schlittenkufen ausgerüstet ist. Flüge von 100 m Länge sind bereits gelungen.

Das Luftschiff LZ 6 (früher Z III).

Im Anschluß an den Aufsatz »Militärluftschiffahrt« in Heft 11 unserer Zeitschrift bringen wir vorstehend die Abbildung des Luftschiffes, schräg von hinten gesehen mit den neuen Seitensteuern.

Die am 9. Juni geplante Fahrt nach Wien mußte leider aufgeschoben werden, weil bei der zweiten Probefahrt die Kurbelwelle des Motors in der vorderen Gondel brach. Dieser Motor hat sechs Zylinder und leistet 125 bis 140 PS. Es ist der erste nach einer neuen Konstruktion von Maybach, dem früheren technischen Direktor der Daimler-Motorenfabrik, gebaute Motor. Bemerkenswert ist bei diesem Luftschiff, daß der Laufsteg über den Gondeln nicht unterbrochen ist wie bei den früheren Zeppelin-Luftschiffen, also durch die ganze Länge des zylindrischen Teiles des Gerüsts verläuft. Außerdem verläuft der Laufsteg resp. das Kielgerüst nach beiden Enden allmählich in den Spitzen des Luftschiffes.

Die Kühler waren früher in den Gondeln hinter den Motoren eingebaut, jetzt sind die Kühler über den Gondeln



Fig. 16.

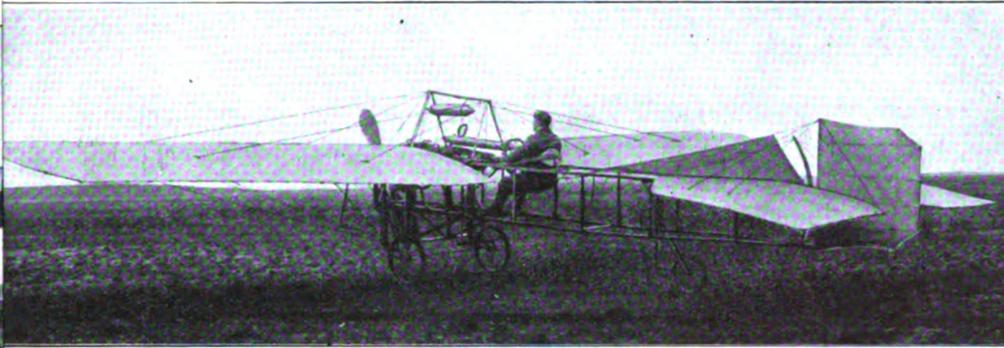


Fig. 22.

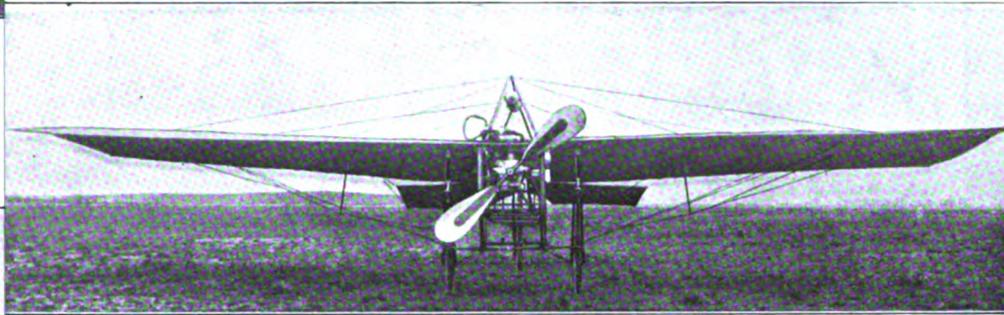


Fig. 23.

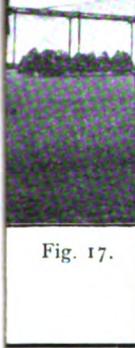


Fig. 17.

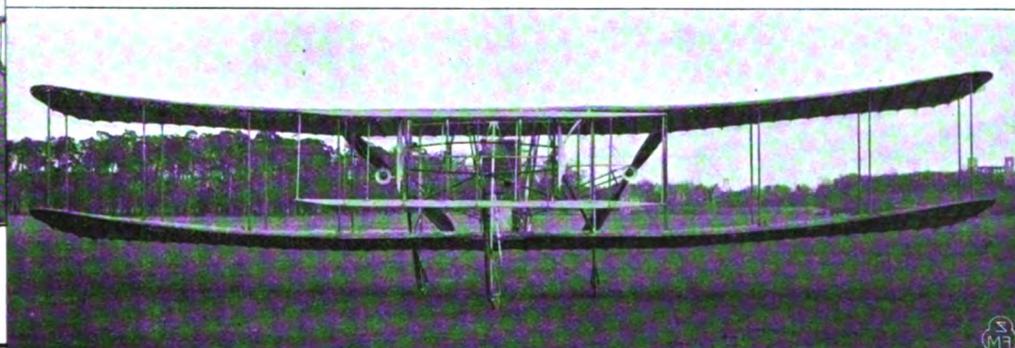


Fig. 24.

Motoren
Kühlung
Zylinderzahl
Luftkühlung (Zylinder rotierend)
14 Zylinder
Wasserkühlung
8 Zylinder
Luftkühlung
7 Zylinder
Luftkühlung
7 Zylinder
3
Wasserkühlung
4 Zylinder

- Fig. 12. Eindecker von Max Klug (Motor Anzani).
- Fig. 13. Wienciers mit seinem Antoinette-Eindecker (Motor Antoinette).
- Fig. 14. Eindecker von Obre (Motor Velox-Svere).
- Fig. 15. Eindecker von Henri Farman (Motor Gnom) im Fluge.
- Fig. 16. Eindecker von Henri Farman (Motor Gnom) von vorn gesehen.
- Fig. 17. Eindecker von Henri Farman (Motor Gnom) von der Seite gesehen.
- Fig. 18. Drachenflieger von John Moissant schräg von hinten gesehen.
- Fig. 19. Drachenflieger von John Moissant von vorn gesehen.
- Fig. 20. Zweidecker Flying Fish von Burgess-Herring.
- Fig. 21. Neuer Zweidecker der Gebr. Voisin (Motor E. N. V.).
- Fig. 22. Eindecker von Karl Jatho von der Seite gesehen (Motor Körting).
- Fig. 23. Eindecker von Karl Jatho von vorn gesehen.
- Fig. 24. Zweidecker Siemens-Schuckert, System Bourcart, von vorn gesehen (Motor Argus).

am Kielgerüst seitlich angebracht. Sie sind dadurch dem durch die Fahrt erzeugten Luftstrom voll ausgesetzt und man gewinnt Raum in den Gondeln.

Die hinteren Propeller haben vier Flügel bei gleichem Durchmesser wie die vorderen Propeller mit zwei Flügeln, da für die hinteren beiden Propeller fast die doppelte Kraft, ca. 220 PS, zur Verfügung steht. A. V.

Die Budapester Flugwoche.

Von Kapitän zur See a. D. v. Pustau.

Budapest, 9. Juni 1910.

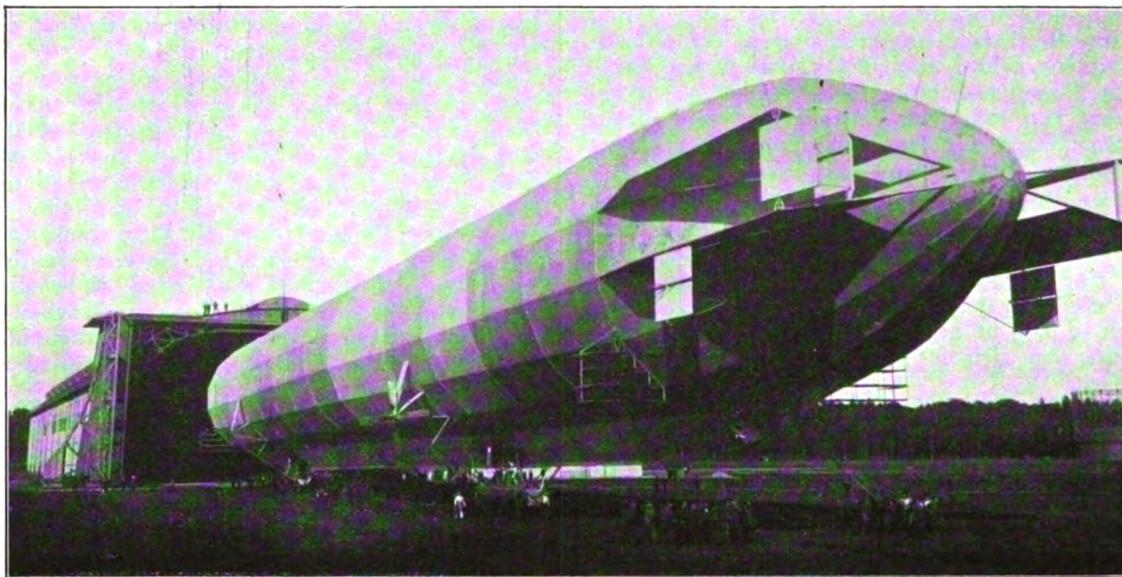
Alles bewegt sich bei diesem großartigen Wettbewerbe in riesenhaften Dimensionen. Er dauert 11 Tage statt der üblichen 7—8 Tage, an Preisen sind etwa 500000 K ausgesetzt; es stehen nicht weniger als 45 Namen auf der Fliegerliste, und mit einem staunenswerten Aufwand von Energie und Arbeit ist ein Flugfeld mit über 40 Hangars Tribünen und allem sonstigen Zubehör hergerichtet worden, das auf der ganzen Welt seinesgleichen sucht. Daß der finanzielle Erfolg den gemachten Anstrengungen entsprechen wird, ist leider kaum zu erwarten, da die Baulichkeiten voraussichtlich nicht permanent stehen bleiben können und da

2. Einen Voisin-Zweidecker alten Modells führt die Baronin de la Roche, die damit einen sehr hübschen Flug in 10—40 m Höhe ausgeführt hat.

3. Voisin-Zweidecker neueren Typs ohne senkrechte Kastenflächen mit Flügelklappen an den oberen und an den unteren Tragflächen und einem Hilfs Höhensteuer zwischen den äußeren Enden der Tragflächen. Die Piloten Rougier und Ernst Paul haben beide bisher nur sehr Mittelmäßiges mit diesem Typ geleistet.

4. Voisin-Zweidecker, Renntyp. Das Gerüst ist ganz aus Stahl hergestellt mit besonderer Rücksicht darauf, den Stirnflächenwiderstand auf ein Minimum zu verringern. Die senkrechten Kastenflächen fehlen natürlich auch hier; die Annäherung an den Farman-Typ ist unverkennbar. Leider war es bisher nicht möglich, nähere Daten über diese hochinteressante Neuschöpfung des Konstrukteurs Gabriel Voisin zu erlangen, da dieser in den ersten Tagen fast nie zu sprechen war. In der nächsten Nummer kann dies hoffentlich nachgeholt werden (siehe Fig. 21, Tafel IX).

Zum allseitigen Bedauern ist dieser Renntyp am dritten Tage total zertrümmert worden. Man hatte den Fehler begangen, seine Steuerung Effimoff anzuvertrauen, der ja zweifellos einer der ersten Farman-Piloten der Welt ist, aber darum noch lange nicht geeignet ist, ohne systematische



ferner an einzelne der Flieger von anerkanntem Weltruf übermäßig hohe Garantiesummen gezahlt worden sind, die selbst im günstigsten Falle nicht durch die gewonnenen Preise abgetragen werden können. Auch zeigt sich das ungarische Publikum keineswegs so interessiert, wie man dies von einem so temperamentvollen Volke eigentlich erwarten sollte, obschon das Interesse hier an dem Meeting immer noch zehnmal so groß ist, als es in Berlin der Fall war. Dagegen kann vom flugtechnischen Standpunkte aus schon jetzt nach den ersten Tagen konstatiert werden, daß das Budapester Meeting einen hervorragenden Erfolg darstellt. Es steht an Bedeutung nur der vorjährigen Woche von Reims nach und wird aller Voraussicht nach das wichtigste Meeting des Jahres sein, vor allem deshalb, weil es mit einem Schlage den Eindeckern zur Wiedergewinnung ihrer Position zu verhelfen bestimmt erscheint, die sie infolge der ununterbrochenen Reihe von Siegen der Zweidecker, namentlich System Farman, während der letzten acht Monate verloren hatten.

Die hier vertretenen Flugzeugsysteme sind folgende:

1. Wright-Zweidecker mit Rädern und hinterer Dämpfungsfläche von der Deutschen Wright-Gesellschaft; Pilot Kapitän Engelhardt. Der Motor wollte in den ersten Tagen absolut nicht ziehen. Engelhardt hofft jetzt mit einem zweiten Motor von der N.A.G. bessere Resultate zu erzielen (siehe Fig. 1—2, Tafel V, Heft 9).

Vorübung ein Voisin-Flugzeug zu führen. Er machte nach einem kurzen Probeversuch am ersten Tage am zweiten Abend ein paar Runden, die ohne weiteres eine enorme, auf etwa 80 km geschätzte Geschwindigkeit ergaben. Am dritten Tage stürzte der Apparat aus 10 m Höhe ab, vermutlich weil ein Draht des Höhensteuers gebrochen war. Er kam mit so furchtbarer Gewalt zu Boden, daß mit Ausnahme des Motors auch nicht ein Stück heil blieb. Nur durch ein Wunder wurde Effimoff gerettet. Seine äußeren Verletzungen stellten sich als unbedeutend heraus, er hatte aber einen schweren Nervenchock erlitten und wurde ins Hospital geschafft, so daß er vorläufig nicht mehr mitfliegen kann — ein großer Verlust für das Meeting, da der zähe Russe bis zu seinem Sturze unbestritten die besten Flüge gemacht hatte. Es heißt jetzt, daß er auch innere Verletzungen erlitten hat; hoffentlich bewahrheitet sich dies aber nicht.

5. Die Farman-Zweidecker, normaler und verbesserter Normalkonstruktion, werden gesteuert von Paulhan, Alfred Frey, Kinet, Jullerot, Effimoff, Hauptmann Booms, Chavez und Kutaszy. Es sind das alles, mit Ausnahme des letztgenannten, Ungarn, Qualitätsflieger I. Klasse, die jeder einzelne imstande sind, aus dem bewährten Farman-Flugzeug das Beste herauszuholen, und es ist nicht daran zu zweifeln, daß dieses System in der endgültigen Siegerliste einen hervorragenden Platz einnehmen wird (siehe Fig. 3—4, Taf. V).

Gleich am ersten Tage, wo ein Wind von 10—12 m Geschwindigkeit das Rundenfliegen wenig ratsam machte, stellte Paulhan mit einem Start von nur 11 m (!) einen Weltrekord auf, den Effmoff vergebens zu schlagen versuchte, obwohl seine beste Leistung — 15 m — gleichfalls erstaunlich ist. Daß derartige Ausnahmefälle zur Zuerteilung von hohen Geldpreisen führen, hat wenig oder keinen Sinn. Bei Startwettbewerben sollte das beste Mittel aus einer größeren Anzahl von Startversuchen, beispielsweise 10 oder 12, maßgebend sein.

6. Die Sommer-Zweidecker, deren hiesige Vertreter keine besonderen Neuerungen aufweisen, steuern André Frey und Amérigo. Letzterer hat bisher, wie in Johannisthal, auch in Budapest nichts geleistet (Fig. 5—6, Taf. V).

7. Der Sanchez-Besa-Zweidecker des Rumänen Bielovucic ist nichts weiter als eine Nachahmung des Voisin-Typs mit unbedeutenden Abänderungen.

8. Der Doppeldecker »Vindobona« von Direktor August Warchalowski aus der Fabrik von Werner & Pfeleiderer hat 47 qm Tragfläche, einen Gnome-Motor von 50 PS. Die hinteren Flächen der Flügel sind seitlich zurückgebogen und innerhalb dieser Lappenbildung elastisch gehalten. Bemerkenswert ist die Konstruktion des Traggestells aus lauter gebogenen Hölzern, deren Form in Verbindung mit der üblichen Gummifederung des vorderen Räderpaares (hinten ist nur eine Führungskufe angebracht) einen hohen Grad von Festigkeit und Elastizität gewährleisten soll.

Von den beiden Brüdern Adolf und Karl Wachalowski hat der erstere die bekannten Preisflüge ausgeführt, der zweite, der hier erst seinen zweiten Flug unternahm, beschädigte bei einer unsanften Landung seinen Apparat unerheblich. Man sieht den künftigen Leistungen ihrer Apparate, die einen vorzüglichen Eindruck machen, mit Erwartung entgegen (Abbildung folgt in Heft 13).

9. Der Zweidecker des Ungarn Szekely nähert sich am meisten dem Curtiß-Typ. Er hat 27 qm Tragfläche, einen Darracq-Motor von 30 PS, vier Räder, davon zwei gefedert, und eine eigenartige Verwindung vermittelt zweier Seitenflächen, die zwischen den oberen und unteren Tragflächen seitlich je 0,75 m herausragen. Bis zur praktischen Erprobung wird man sich des Urteils über diese Neuerung enthalten müssen.

Wir kommen jetzt zu den Eindeckern, die hier in zahlreichen Exemplaren vertreten sind.

10. Der Blériot-Normaltyp wird gesteuert von Croquet, Krastel, Laborie Grf. Montigny. Keiner von diesen hat bisher geflogen, sie haben auch alle keine Chancen gegen die Piloten der neueren besseren Eindeckertypen.

11. Die Antoinette-Flugzeuge, obwohl geführt von zwei so hervorragenden Fliegern wie Latham und Wienziars, haben bislang dem Publikum nur vorübergehend den vielbewunderten Anblick ihres graziösen Fluges gegönnt. Der Antoinette-Motor zeigt hier seine bekannte Unzuverlässigkeit in unangenehmster Weise. Wienziars setzt deshalb seine ganze Hoffnung auf den neuen Gnome-Motor, den er jetzt in seinen neuen Apparat aus den Albatros-Werkstätten einbaut. Dieser verbesserte Typ ist von vornherein für Passagierflüge eingerichtet, und der Körper ist an den Stellen, wo sich sonst die Kühlrohre befinden, voll beplankt, wodurch die Gesamtfertigkeit erheblich größer wird. (Siehe Aufsatz »Neue Flugapparate« in diesem Heft.) (Fig. 1—6, Tafel IX.)

Von den verschiedenen Eindeckern der ungarischen Flugtechnik wird im zweiten Berichte die Rede sein. Bis jetzt hat nur Zselyi einige sehr schöne Flüge ausgeführt; unglücklicherweise stürzte er unmittelbar vor Beginn der Flugwoche aus etwa 20 m Höhe ab. Er selber wurde schwer verletzt ins Hospital geschafft, wo er sich noch befindet, sein Apparat wurde in einen wüsten Trümmerhaufen verwandelt, und es ist zurzeit nicht möglich, hier nähere Angaben über denselben zu erlangen. Die Ursache des schweren Unfalls ist nicht genau ermittelt, es scheint aber, nach den Beobachtungen mehrerer Augenzeugen, daß Zselyi bei seinen für einen Neuling sehr gewagten Manövern den Kopf verlor und die Steuerung losließ. Daß Vorsicht und immer wieder Vorsicht beim Fliegen geboten ist, ist eine Regel, die erfolgreiche Anfänger allzu leicht übersehen.

Die Sensationen des Budapester Meetings sind die drei Eindecker von Etrich, Pischof und Hanriot. Der Etrichsche Monoplan ist bereits in Nr. 9 dieser Zeitschrift beschrieben. Es muß jedoch nachgetragen werden, daß der Motor ein Clerget-Motor von 45 PS ist und 80 kg wiegt. Ferner daß die Tragfläche aus zwei Teilen besteht. Der feste Teil ist außerordentlich stark versteift unter Zuhilfenahme einer Stange, die gewissermaßen das untere Tragflächengerüst der Doppeldecker ersetzt. Der lose Teil schließt sich am Außenende des festen nach hinten an und ist durchweg elastisch gehalten. Nur diese Flügellappen bewegen sich bei der Verwindung, und dieser Einrichtung schreibt Etrich vor allen die außerordentliche Stabilität seines Aeroplans zu, die jedem Zuschauer sogleich auffällt (Fig. 7—10, Tafel VI).

Die »Taube« hat hier bisher vorzüglich abgeschnitten. Gleich bei ihrem ersten Aufstiege gewann sie den I. Tagesdauerpreis mit nahezu 1 Stunde Flugzeit und den I. Tageshöhenpreis mit 449 m Höhe. Ihr Führer Illner ist hervorragend gewandt; sein Abstieg aus größerer Höhe beim plötzlichen Einsetzen eines Gewitters erregte allgemeinen Enthusiasmus, und wenn das Wetter nicht so ungünstig gewesen wäre, hätte er schon längst den 216 km-Flug nach Raab und zurück unternommen.

In dieser Beziehung ist ihm v. Pischof zuvorgekommen, dessen Eindecker in nicht minder hoher Gunst wie der Etrichsche sowohl beim Publikum wie bei den anwesenden Fachleuten steht. Er hat 27 qm Tragfläche, einen ENV-Motor von 50 PS, der vermittelt Kettenübertragung die hinter dem Flieger angebrachte Schraube treibt. Der Vorteil dieser Einrichtung für die bessere Übersicht vom Führersitze aus liegt auf der Hand. Der Aeroplan ist von vornherein als Zweisitzer ausgebaut, was die Erlernung seiner Handhabung sehr erleichtert. Die Anbringung einer Konuskupplung mit Leder gestattet dem Flieger, selbst den Motor anzudrehen, dann auf seinen Sitz zu steigen und ohne jede Hilfe anzulaufen. Den hohen Wert dieser Einrichtung konnte v. Pischof auf seiner Reisefahrt nach Raab bereits praktisch ausnutzen, indem er sich nach seiner ersten Zwischenlandung ohne fremde Beihilfe wieder auf den Weg machen konnte. Der Unterbau ist ganz nach Art eines Automobil-Chassis sehr stark und fest gebaut. Ihn tragen vier Räder mit Gummifederung. Die Seitensteuerung geschieht durch Fußhebel die Höhensteuerung und Verwindung durch Handhebel. Besondere Erwähnung verdient die leichte Demontier- und Montierbarkeit des Flugzeugs, das in kürzester Zeit für den Transport auf der Straße sowie umgekehrt wieder flugbereit hergerichtet werden kann. Militärische Brauchbarkeit, das ist das in erster Linie angestrebte Prinzip, und allem Anschein nach hat Ritter v. Pischof in dieser Beziehung mehr erreicht, als jeder andere Konstrukteur. Er selbst ist ein höchst geschickter und kühner Steurer, der schon bei seinen ersten Bahnflügen am Eröffnungstage allgemeinen Beifall erregte, um dann am nächsten Tage den Überlandflug nach Raab zu wagen. Ein schweres Gewitter zwang ihn nach einer ersten Zwischenlandung zum plötzlichen Abfluge in hügeligem Terrain aus etwa 150 m Höhe, nachdem er bereits 70 km zurückgelegt hatte. Sein Apparat erlitt einige Beschädigungen, die in wenigen Tagen beseitigt sein werden. Pischof selbst blieb unverletzt, und man darf von ihm noch bestimmt ganz hervorragende Leistungen während dieses Meetings erwarten.

Der Hanriotsche Monoplan, der den Lesern dieser Zeitschrift bereits bekannt ist, wird hier von dem früheren Rennfahrer Wagner vorgeführt. Mit staunenswerter Ruhe und Sicherheit fährt er Runde um Runde; er hat schon die meisten von allen ersten und zweiten Preisen in der Dauer, Distanz und Schnelligkeit errungen und scheint sich den großen Matadoren gegenüber, die sich bisher ganz wie in Berlin abwartend verhalten, ebenso wie Illner und v. Pischof als ein gefährlicher Konkurrent erweisen zu wollen.

Die Ergebnisse der vier ersten Tage sind:

Tagesdauerpreise:

I. à 1000 K: Effmoff 1 Std. 1 Min. 17 Sek. Kinet 1 Std. 10 Min. 10 Sek. Illner 55 Min. 49 Sek. Wagner 1 Std. 16 Min. 45 Sek.

II. à 400 K: Kinet 59 Min. 32 Sek. Effimoff 1 Std. 4 Min. 17 Sek. Wagner 54 Min. 58 Sek. Kinet 31 Min. 32 Sek.

Tagesdistanzpreise:

I. à 1000 K: Effimoff 59,5, Wagner 57,2, Wagner 62,3, Wagner 80,1 km.

II. à 400 K: Kinet 56,8, Kinet 45,3, Kinet 51, Kinet 30,7 km.

Tageshöhenpreise:

I. à 1000 K: Alfred Frey 184,5, Effimoff 255,5, Illner 449, Chavez 442,5 m.

II. à 400 K: Chavez 162, Alfred Frey 77, Latham 126, Latham 67 m.

Tagesschnelligkeitspreise:

I. à 1000 K: Paulhan 71,2, Wagner 68,35, Jullerot 70,90, Latham 75,4 km pro Std.

II. à 400 K: v. Pischhof 66,4, Paulhan 67,50, Wagner 70,6, Wagner 69,5 km pro Std.

Am 12. Juni kamen bei günstigem Wetter und Wind ca. 10000 Zuschauer nach dem Flugplatz. Wie Schauspieler vor vollem Hause besser zu spielen pflegen, so wurden die Piloten durch die überfüllten Tribünen zu schönen Leistungen angespornt. 15 Drachenflieger flogen zeitweilig gleichzeitig. Am höchsten flog wieder Alfred Frey, am ausdauerndsten Wagner mit 123 Min. 46 Sek. Alfred Frey flog infolge einer Wette trotz polizeilichen Verbots mehrmals über die Tribünen hinweg in die Stadt hinein bis nach Czinkota; er wurde dafür nach der Landung polizeilicherseits mit 200 K bestraft.

Charakteristisch für den Tag war der Eifer der Franzosen, die ausdrücklich erklärt hatten, heute alles aufbieten zu wollen, um die deutschen und namentlich die österreichischen Erfolge zu übertrumpfen. Demnach stiegen fast alle Franzosen auf: Paulhan, Kinet, Jullerot, Rougier, Paul Moser, Baronin de la Roche. Paulhan namentlich war unermüdlich; er unternahm nacheinander sieben Passagierflüge, zuerst mit seinem Mechaniker 5 Min., dann mit dem Grafen Mihaly Karoly 8 Min. über 10 km in 100 m Höhe, ferner mit dem Grafen Emerich Karoly 8 Min., mit Deutsch de la Meurthe aus Paris 10 Min., mit Graf Geza Andrassy 8 Min., mit der Amerikanerin Mrs. Cardessa 6 Min. Baronin Delaroché blieb 20 Min. in der Luft und erreichte eine respektable Höhe. Auch Kinet und Engelhardt unternahmen Passagierflüge. Mit dem Wrightpiloten Engelhardt flog Redakteur Garai vom Pesti Hirlap und der ungarische Magnat Baron Haymerle aus Belgrad. Hauptmann v. Koehler und der Pilot erklärten dem anwesenden Erzherzog Joseph die beiden Wright-Maschinen.

(Schluß folgt.)

Sportliche Nachrichten.

Bedeutende Flugleistungen.

Der erste Wettflug von Stadt zu Stadt, der anlässlich der Flugwoche von Anjou am 6. Juni in Szene ging, hatte einen glänzenden Erfolg. Von drei Bewerbern, die in Zwischenräumen von fünf Minuten aufflogen, legte Martinet (Sommer-Zweidecker) die 42 km lange Strecke von Angers nach Saumur in 31 Min. 35 Sek. zurück. Legagneux (Sommer-Zweidecker) benötigte 5 Min. mehr. Der Engländer Dickson hatte vor dem Abflug durch zu straffes Anziehen der Drahtzüge seines Apparats einen kleinen Defekt, der ihn 10 Min. Reparatur kostete, so daß er die Strecke in 44 Min. absolvierte.

Der erste bedeutende Passagier-Überlandflug mit einem französischen Militärdrachenflieger wurde am 9. Juni mit einem Farman-Zweidecker unter Führung des Leutnants Fequant mit Capitaine Marconnet als Passagier ausgeführt. Die beiden Offiziere stiegen vom Flugfeld bei Mourmelon, dem militärischen Übungsplatz Châlons, um 4 Uhr 45 Min. früh auf und landeten um 7 Uhr 10 Min. bei Vincennes. Die in 2 Std. 25 Min. zurückgelegte Flugstrecke beträgt ca. 170 km. Martinet machte im Fluge mehrere photographische Aufnahmen.

Der Däne Nerwö, der im vorigen Jahre an der Frankfurter Flugwoche mit einem Voisin-Zweidecker teilnahm, überflog am 3. Juni Kopenhagen. Er stieg auf dem Flugplatze von Amages, einer Insel von Kopenhagen, auf und überflog den Sund, die Seeforts, den Freihafen, die Stadt bis zum Rathausturm, den er umflog, und landete nach 17 Min. vor der Stadt.

Das Endklassement der Flugwoche von Verona ergab den Sieg von Paulhan (Farman) in allen drei Hauptkonkurrenzen. Den Startpreis gewann er mit einem besten Anlauf von 23 m vor Efmoff (Farman) mit 42,95 m; den Passagierpreis gewann er mit einer Flugleistung von 44 km vor Cheuret, der 8 km, und Duray, der 4 km flog. In dem Wettbewerbe der Gesamtflugleistung steht Paulhan mit 442 km an erster Stelle; dann folgen Efmoff mit 326 km, Catino mit 144 km, Chavez mit 66 km und Cheuret mit 40 km. — Der Flugwettbewerb nahm am letzten Tage der Veranstaltung ein trauriges Ende. Der französische Flieger Duray stürzte bei dem Versuch aufzufliegen. Unglücklicherweise fiel die Maschine auf ihn. Infolgedessen erlitt er tödliche Verletzungen.

August Euler konnte am 8. Juni vom Flugfeld bei Darmstadt mit seinem neuen Zweidecker einen Überlandflug vornehmen, der 1 Std. 18 Min. dauerte. Die durchflogene Strecke beträgt 112 km, die Höhe 70 bis 150 m. Auch die Schüler von Euler machen Fortschritte.

Leutnant Schäfer vom 117. Infanterie-Regiment und Erich Thiele aus Leipzig flogen am 8. d. Mts. auf einem Euler-Zweidecker 6 bzw. 5 km in einer Höhe von 20 und 30 m. Sie landeten beide Male glatt. Der Griesheimer Schießplatz wurde im ganzen Umkreis umflogen.

Eine Flugwoche in Brüssel wird, der dortige Aeroklub vom 23. Juli ab veranstalten. Die Dauer des Meetings ist auf 14 Tage anberaumt. An Preisen steht eine Viertelmillion Francs zur Verfügung. Auch deutsche Flieger haben gemeldet.

Das Flugmeeting von Rouen, das vom 19. bis 26. Juni stattfindet und mit 200 000 Frs. an Preisen und Prämien dotiert ist, hat zahlreiche Meldungen erhalten. Es nannten bisher Morane (Blériot), Christians (Farman), Metrot (Voisin), van den Born (Farman), Dickson (Farman), Gaudart (Voisin), Efmoff (Farman), Bruneau de Laborie (Farman), Breguet (Breguet), Dubonnet (Tellier), Mignot (Voisin), Mlle. de la Roche (Voisin) und Latham (Antoinette).

Patentschau.

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen.

Klasse 77 h.

Einspruch bis 25. Juli 1910.

C. 17 611. Propellerantrieb. Bertram George Cooper, Surbiton, Engl.

E. 14 200. Steuerungseinrichtung für Flugzeuge. Robert Esnault-Pelterie, Billancourt, Seine, Frankr.

E. 14 449. Verfahren zum Füllen von Luftballons und zur Erhaltung ihrer Tragfähigkeit während der Fahrt durch flüssigen Wasserstoff. Dr. Hugo Erdmann, Charlottenburg, Bismarckstr. 11. 25. 2. 09.

R. 29 831. Vorrichtung zum Anzeigen der oberen Nebel- oder Wolkengrenze vermittelst Fesselballon oder Drachen. Fa. S. Saul, Gummiwarenfabrik, Aachen. 13. 12. 09.

S. 30 536. Vorrichtung zum Anzeigen der oberen Nebelgrenze; Zus. z. Anm. R. 29 831. Fa. S. Saul, Gummiwarenfabrik, Aachen. 29. 12. 09.

Einspruch bis 29. Juli 1910.

L. 26 976. Luftschiff, dessen Auftrieb durch Verdünnen oder Verdichten von Luft geändert wird. Dr. Paul Lehmann, Schöneberg, Meranerstr. 1. 5. 5. 08.

Einspruch bis 1. August 1910.

C. 18 288. Verfahren, um Ballonstoffe fast gasdicht und gegen Wärmestrahlung weniger empfindlich zu machen. Isaac Samuel Cohen, Rotterdam.

R. 27 335. Rohre für Luftfahrzeuggerüste. Carl Edler von Radinger, Wellingdorf b. Kiel und Dr. Rudolf Wagner, Stettin, Birkenallee 22. 9. 11. 08.

W. 28962. Flugmaschine mit auf wagrechten Wellen zwischen besonderen Saug- und Druckkammern angeordneten Flügelrädern. Alfred Wunderlich, Brüssel.

Einspruch bis 5. August 1910.

B. 50861. Steuerungsvorrichtung für Flugzeuge, Luftschiffe u. dgl. Louis Blériot, Neuilly sur Seine, Frankr.

D. 22065. Luftschiffanker. Josef Deixler, Haag.

R. 26165. Luftschraube. Hermann Ruthenberg, Villenkolonie Grunewald. 8. 4. 08.

Patent-Erteilungen.

223135. Treibflächen an Luftschiffen und Flugmaschinen. Vincent Wisniewski, Berlin, Unter den Linden 12. 8. 7. 08. W. 30103.

223198. Tragkörper für starre Luftschiffe mit einzelnen Gasballons. Julius Frankfurter, Berlin, Stralauer Allee 23c. 1. 10. 09. F. 28502.

223252. Vorrichtung zum Fliegen. Ed. Breslauer, Leipzig. 18. 1. 06. B. 41953.

223442. Montagegerüst für runde Baukörper, insbesondere Luftschiffgerippe. Carl Huber, Berlin, Friedrichstr. 16. 25. 9. 09. H. 48203.

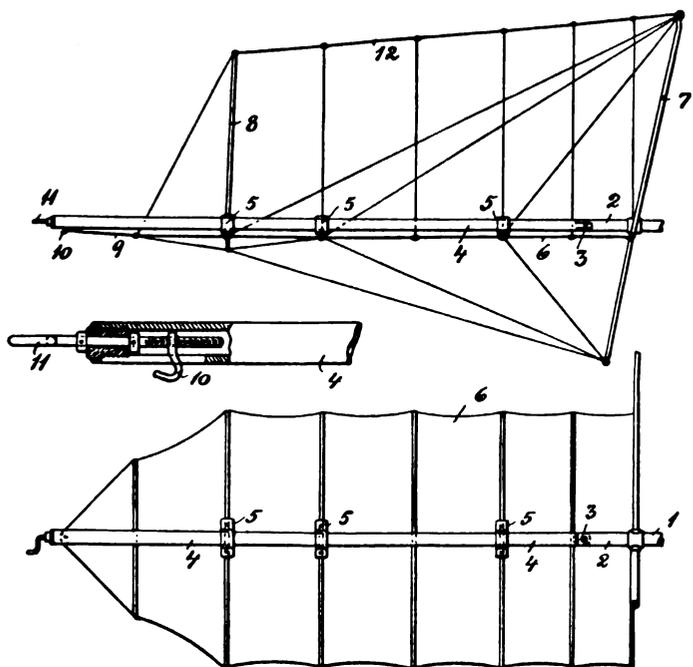
223551. Vorrichtung zur Prallhaltung von Luftschiffen durch Luftdruck zwischen einer äußeren und inneren Ballonhülle. Erben des Georg Kron aus Hannover, Pfleger Cornelius Albertus Roelf Busemann, Lübeck, Israelsdorfer Allee 10a. 12. 8. 08. K. 38386.

223552. Luftschraube mit unstarren Flügeln; Zus. z. Pat. 214228. P. F. Degn, Bremen, Wilhadistr. 3. 12. 3. 08. D. 21338.

223586. Drachenflieger. Julius Wiese, Hamburg, Neuer Steinweg 60. 1. 1. 08. W. 28987.

219636. Einrichtung zur Abgabe von Signalzeichen von Luftfahrzeugen o. dgl. J. Means, Boston. Mit dem Auspuffrohr des Antriebsmotors steht mittels Ventil ein Behälter in Verbindung. Das Ventil wird elektromagnetisch durch Taster oder automatische Geber in Intervallen geöffnet; hierdurch werden den Abgasen Körper beigemischt, die diese entweder dunkel färben oder durch Verbrennen leuchtend machen.

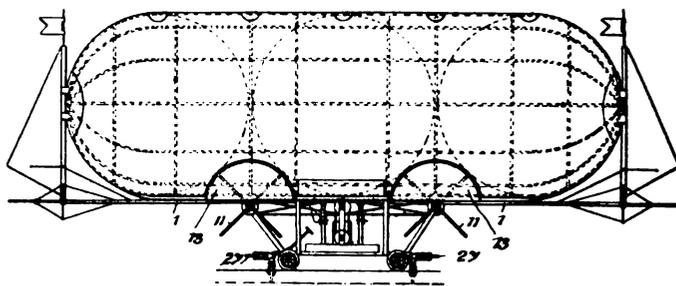
220976. Flugmaschine mit zusammenlegbaren Tragflächen. J. Christian Ellehammer, Frederiksberg (Dänemark). — Vom Maschinengestell aus erstreckt sich auf jeder Seite der Flugmaschine eine Stange 2 nach außen, an die mittels des Gelenkes 3 die Strebe 4 horizontal angelenkt ist. Auf dieser Strebe gleiten Muffen 5, an denen die untere unstarre Fläche 6 direkt und bei Doppeldeckern die obere unstarre Fläche 12 auf Stangen 7 und 8 befestigt ist. Die Flächen werden durch das Seil 9, das in einen Haken 10 der mit dem



Zu Nr. 220976.

Rohr 4 verbundenen Spannvorrichtung greift, ausgespannt erhalten. Sollen nun die Tragflächen zusammengelegt werden, so wird durch Kurbel 11 der Haken nach innen bewegt und das Seil 9 entspannt und abgehakt. Dann werden die Muffen — und mit ihnen die Tragflächen — auf den Stangenstumpf 2 an die Strebe 7 geschoben, so daß das Rohr 4 horizontal angelegt werden kann und der Flugapparat keine größere Straßenbreite einnimmt als ein gewöhnlicher Wagen.

220924. Luftschiff. Schöber, Zürich. — Der aus mehreren kugelförmigen Einzelballons zusammengesetzte Tragkörper ist auf einer Plattform 1 angeordnet, die zugleich die Steuer- und Antriebsvorrichtungen (durch Kappen 13 halb abgedeckte Schaufelräder 11) auf-



Zu Nr. 220924.

nimmt. Das Luftschiff kann auf dem Erdboden mittels Räder 9 verfahren werden; bei Verankerung an der Spitze des Fahrzeuges werden die quer zur Längsrichtung drehbaren Räder 27 herabgeschwenkt, um ein selbsttätiges Einstellen des Luftschiffes nach der Windrichtung zu ermöglichen. Auf letztere Anordnung bezieht sich der Patentanspruch.

221155. Luftschiff mit mehreren Gaszellen. Adrian Baumann, Kilchberg b. Zürich. — Gegenstand der Erfindung ist der Aufbau einer größeren Anzahl in sich versteifter Gaszellen a zu einem starren Ganzen, so daß eine Art Fachwerkträger von bedeutender Höhe entsteht, der leicht in transportable Einzelteile zerlegt werden kann. Eine Gaszelle besteht (Fig. 1 und 2) aus der Hülle a und z. B. 4 untereinander durch Röhren d und Stäbe e verbundenen und knick-sicher verspannten Röhren c, die an der Hülle befestigt sind. Die Kupplung der Einzelgasbehälter geschieht durch Verschraubung oder Keilverbinding der über sie hinausragenden Röhrenteile f. Jede Röhre c kann nach Fig. 4 ihrerseits wieder durch einen aus vier durch Flachstäbe l verbundenen Röhren k bestehenden Träger ersetzt werden. Die auf Druck

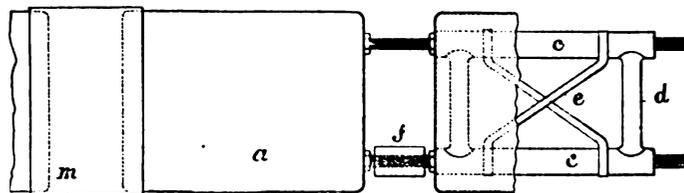


Fig. 1.

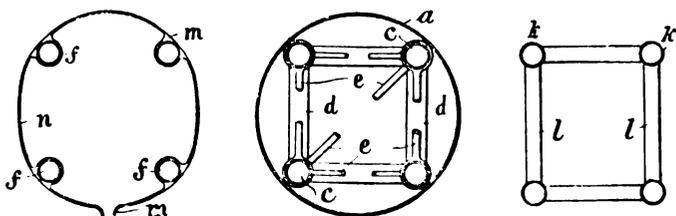


Fig. 2.

Zu Nr. 221155.

beanspruchten Röhren werden unter inneren Überdruck gesetzt, um sie möglichst dünnwandig und leicht herstellen zu können; aber auch die Verdichtung von am Motor verdampfter Kühlflüssigkeit ist in den Röhren vorgesehen. Der zwischen den Einzelgaszellen vorhandene Raum wird durch Überkleben von Stoffbahnen m nutzbar gemacht, entweder zur Verwendung als Ballonet oder ebenfalls als Traggasbehälter. Die Füllung zu letzterem Zwecke ist so gedacht, daß ein Sack n in den Zwischenraum gebracht und mit Luft aufgeblasen wird. Wird nun Wasserstoff zwischen m und n ein- und gleichzeitig die Luft aus n ausgelassen, so kann der Hilfsack schließlich wieder entfernt werden. Die Füllung der großen Zellen a soll unter Wasser geschehen mit nachträglicher Trocknung von Gas und Hülle. Die ebenfalls leicht zerlegbaren Lasten will der Erfinder möglichst an den Einzelzellen anbringen.

Berichtigung.

Seite 129, Spalte 1, Zeile 5 von oben lies statt 2,5 mm 2,0 mm; Seite 129, Spalte 1, Zeile 18 und 21 von oben lies statt ξA und ξB ζA und ζB; Seite 130, Spalte 2, Zeile 25 von oben lies statt P, W.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR

DR. S. FINSTERWALDER

MAJOR DR.-ING. VON PARSEVAL

DR. FRITZ HUTH
VORSITZENDER DES VEREINS
DEUTSCHER FLUGTECHNIKER

E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCH-
SCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN.
HOCHSCHULE AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

16. Juli 1910.

Heft 13.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Bemerkungen über Dimensionen und Luftwiderstandsformeln Von L. Prandtl. S. 157.
Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt. S. 161.
Reisegeschwindigkeit und Eigengeschwindigkeit der Luftschiffe. Von Dr. K. Schreiber, Greifswald. S. 163.
Luftschiffmotoren und Flugmotoren. (Mit Tafel X u. XI) Von Ansbert Vorreiter. S. 166.

Mitteilungen über das neue Dessauer Ballongas. Von W. v. Oechelhäuser. S. 168.
Ausstellungsbericht. (Die Luftschiffahrt auf der Weltausstellung in Brüssel.) Von Ansbert Vorreiter. S. 170.
Die grosse Flugwoche der Champagne. Von Kapitän zur See a. D. v. Pustau. S. 172.
Sportliche Nachrichten. S. 174.
Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 175.

Bemerkungen über Dimensionen und Luftwiderstandsformeln.

Von L. Prandtl.

I. Bei der Aufgabe, die Ergebnisse von irgendwelchen Versuchen durch Zahlenangaben zusammenzufassen, ist man häufig in der Lage, den Einfluß verschiedener für das Versuchsergebnis bestimmender Größen von vornherein formelmäßig anzugeben. Man tut in solchen Fällen gut, die Ergebnisse der Versuche in Angaben über die »Koeffizienten« zu verdichten, die in jenen Formeln vorkommen; auf solche Weise wird einerseits das Resultat von dem Zufälligen der gerade gewählten Abmessungen (o. dgl.) befreit, andererseits werden die Folgerungen aus dem Versuch in ihrer allgemeinsten Form zur Darstellung gebracht.

Wenn es die Verhältnisse zulassen, sollte man dabei immer danach trachten, daß die durch den Versuch bestimmten Koeffizienten in den Formeln als dimensionslose Größen, d. h. als reine Zahlen erscheinen. Dies bringt den großen Vorteil mit sich, daß der Zahlwert eines so bestimmten Koeffizienten ganz unabhängig von dem gewählten Maßsystem ist.

Ein Beispiel mag die Sache erläutern. Man weiß, daß der Luftwiderstand einer Platte proportional dem Flächeninhalt, der Dichte und dem Quadrat der Geschwindigkeit ist. Die zugehörige Formel mag geschrieben werden

$$W = \psi F \gamma \frac{w^2}{g}$$

Der Nenner g (Beschleunigung der Erdschwere) ist beigesetzt, um den Koeffizienten dimensionslos zu machen. Links vom Gleichheitszeichen steht die Kraft W ; da

nur Größen gleicher Art einander gleich gesetzt werden können, muß demnach auch der Ausdruck rechts vom Gleichheitszeichen eine Kraft bedeuten. Rechnet man in m, kg und sec, so ergibt sich, mit den Maßeinheiten m^2 für die Fläche F , kg/m^3 für das Raumgewicht γ , m/sec für die Geschwindigkeit w und m/sec^2 für die Beschleunigung g , in dem Ausdruck $F \gamma \frac{w^2}{g}$ der zu den Zahlenfaktoren hinzukommende Dimensionsfaktor zu

$$m^2 \cdot \frac{kg}{m^3} \cdot \left(\frac{m}{sec}\right)^2 \cdot \frac{sec^2}{m} = kg.$$

Der Koeffizient ψ ist demnach das Verhältnis der zwei Kräfte W und $F \gamma \frac{w^2}{g}$ und somit eine reine Zahl. Erhalten wir bei der Auswertung eines Versuchs, z. B. an einer kreisförmigen Platte, dieses Verhältnis unter Benutzung von m, kg und sec zu 0,56, so würden wir, wenn wir statt dessen englische Fuß, Pfund und Minuten benutzten, zu genau derselben Zahl gelangen müssen. Hätten wir den Nenner g , für dessen Zufügung auf den ersten Blick eine Notwendigkeit nicht zu bestehen schien¹⁾, weggelassen, so wäre dies keineswegs der Fall, vielmehr wäre der Koeffizient, je nachdem wir m oder cm, kg oder g, Sekunden oder Minuten gewählt hätten, immer verschieden ausgefallen, und hätte demnach für den Benutzer nur Wert, wenn gleichzeitig die Maßeinheiten angegeben werden, auf die er bezogen ist.

2. Abgesehen von diesem nicht zu bestreitenden praktischen Nutzen der dimensionslosen Größen lassen sich

¹⁾ Die innere Notwendigkeit für die Zufügung des Nenners g leitet sich aus dem Umstande her, daß das hier verwendete Maß für die Dichte, das Gewicht der Raumeinheit Luft, von der Erdschwere abhängig ist.

aus den damit zusammenhängenden Betrachtungen auch noch tiefere Erkenntnisse gewinnen. Man geht davon aus, daß die wirklichen physikalischen Vorgänge an sich nichts mit dem Maßsystem zu tun haben, dessen wir uns bedienen, um unsere Beobachtungen zahlenmäßig auszudrücken, und fordert nun, daß jede Schlußfolgerung, die aus den Beobachtungen gezogen wird, innerlich unabhängig sei von dem gerade gewählten Maßsystem. Sind die formelmäßigen Zusammenhänge zwischen den einzelnen Größen, die bei dem Versuch eine Rolle spielen, noch nicht bekannt, so kann gerade diese Forderung dazu benutzt werden, um Aussagen über solche Zusammenhänge herzuleiten.

Die Forderung, daß das Maßsystem ohne Einfluß auf das wirkliche Resultat sein muß, läßt sich nun auch so ausdrücken, daß alle Größen, die in den Gleichungen zu einander addiert, von einander subtrahiert oder einander gleichgesetzt werden sollen, in denselben Maßeinheiten gemessen sein müssen. Wendet man die hieraus entspringenden Überlegungen auf die zu verwendenden Maßeinheiten an, so gelangt man zu einem »rationellen Maßsystem«, in dem alle Maßeinheiten durch eine kleine Zahl von von einander unabhängigen Grundeinheiten festgelegt sind (z. B. in der Mechanik durch die Einheit der Länge, der Zeit und der Kraft¹⁾). Wie man unter Benutzung eines rationellen Maßsystems zu Aufschlüssen über den formelmäßigen Zusammenhang gelangt, dafür mag der Luftwiderstand ein Beispiel abgeben.

Es handle sich darum, zu entscheiden, in welcher Weise der Luftwiderstand W einer kreisförmigen Scheibe vom Durchmesser d , von der Geschwindigkeit v und von der Luftdichte $\frac{\gamma}{g}$ abhängt. Unter der Annahme, daß andere physikalische Größen, wie z. B. die Zusammendrückbarkeit der Luft, ihre Zähigkeit usw. keine Rolle spielen, kann man versuchsweise den Ansatz machen

$$W = (\text{Zahl}) \cdot d^p v^q \left(\frac{\gamma}{g}\right)^r.$$

Setzt man die Werte der Größen für irgend einen beobachteten Fall ein, etwa im m-kg-sec-System, so ergibt sich ein Ausdruck folgender Art

$$(\text{Zahl}) \cdot \text{kg} = (\text{Zahlenprodukt}) \cdot \text{m}^p \cdot \left(\frac{\text{m}}{\text{sec}}\right)^q \cdot \left(\frac{\text{kg sec}^2}{\text{m}^4}\right)^r$$

Nach der vorhin aufgestellten Forderung müssen die Dimensionsfaktoren rechts und links vom Gleichheitszeichen einander gleich sein, es muß also, wenn gleich ausgerechnet wird, die Gleichung bestehen

$$\text{kg} = \text{m}^{p+q-4r} \cdot \text{kg}^r \text{sec}^{2r-q}.$$

Man sieht sofort, daß dies erfüllt wird,

$$\text{wenn } r = 1; \quad q = 2r = 2; \quad p = 4r - q = 2$$

gesetzt wird. Man erfährt demnach schon aus dieser »Dimensionsbetrachtung«, daß der Luftwiderstand proportional dem Quadrat des Durchmessers, dem Quadrat der Geschwindigkeit und der ersten Potenz der Luftdichte ist! Das Experiment ist darum nicht überflüssig gemacht, denn einerseits ist der Zahlenfaktor η nur durch den Versuch bestimmbar, andererseits gilt es noch, durch den experimentellen Nachweis, daß der Widerstand genau proportional mit dem Quadrat der Geschwindigkeit ist, die gemachte Annahme zu beweisen, daß ein Einfluß der Zähigkeit usw. nicht besteht. Wird ein Einfluß der Zähigkeit angenommen, so werden die Verhältnisse weit weniger einfach. Man findet, daß eine dimensionslose Kombination der Größen d , v , $\frac{\gamma}{g}$ und

¹⁾ An Stelle des letzteren kann auch die Masse gewählt werden.

der Zähigkeit k (Dimension $\frac{\text{kg} \cdot \text{sec}}{\text{m}^2}$)¹⁾ existiert, nämlich

$$\frac{\gamma d v}{g k}.$$

Man kann demnach voraussagen, daß der Widerstand von geometrisch ähnlichen Körpern bei allen Geschwindigkeiten, Dichten und Zähigkeiten durch eine Formel von folgendem Bau dargestellt werden kann:

$$W = d^2 \cdot v^2 \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot f\left(\frac{\gamma d v}{g k}\right).$$

$f\left(\frac{\gamma d v}{g k}\right)$ ist dabei eine zunächst unbestimmt

bleibende Funktion der reinen Zahl $\frac{\gamma d v}{g k}$; nähere Aussagen über die Art der Funktion lassen sich in der Hauptsache nur durch Versuche gewinnen; in einzelnen einfacheren Fällen kann auch eine näher auf die Bewegungsvorgänge in der Luft eingehende Theorie Aufschlüsse liefern.

Der Wert der Dimensionsbetrachtung liegt hier darin, daß, wenn z. B. erst einmal bei einem Körper und bei einer Dichte und Zähigkeit die Abhängigkeit des Widerstandes von der Geschwindigkeit festgelegt ist, dann sofort auf den Widerstand von geometrisch ähnlichen Körpern für alle beliebigen Dichten und Zähigkeiten geschlossen werden kann. Setzt man z. B. zufolge von Versuchen

$$f\left(\frac{\gamma d v}{g k}\right) = C \left(\frac{\gamma d v}{g k}\right)^{n-2},$$

so wird

$$W = C d^2 v^n \left(\frac{\gamma}{g}\right)^{n-1} k^{2-n}.$$

Durch den Exponenten von v sind also die Exponenten der übrigen Größen mitgegeben! Findet man durch das Experiment den Widerstand proportional mit dem Quadrat der Geschwindigkeit, so wird $n = 2$ und damit der Widerstand proportional mit der Fläche und der Dichtigkeit; der Einfluß der Zähigkeit fällt fort, in Übereinstimmung mit dem früher Gefundenen.

3. Ich wende mich zu mehr praktischen Fragen. Wenn wir das mit der Geschwindigkeit quadratische Luftwiderstandsgesetz festhalten, so ist nach dem Vorstehenden erwiesen, daß dann auch die Längenausmaße des Objektes in der zweiten Potenz, also als eine Fläche, in die Formel eingehen müssen. Was man aber im einzelnen Fall, bei einem Ballonkörper, bei einem gewölbten Flügel o. dgl., als die in die Formel einzuführende Fläche nehmen soll, steht völlig dahin. Die Entscheidung hierüber kann nur durch Zweckmäßigkeitsgründe getroffen werden.

Vielfach ist es üblich, die Projektion des Objektes in der Bewegungsrichtung zu wählen. Die Schiffbauer nehmen den größten Querschnitt senkrecht zur Bewegungs-

¹⁾ Die »Zähigkeit« ist der Faktor, mit der die Winkeländerung pro Zeiteinheit $\frac{d\alpha}{dy}$ (Richtung von v senkrecht zur Richtung von y) multipliziert werden muß, um die Schubspannung zu erhalten, die infolge der Zähigkeit mit der Winkeländerung verknüpft ist.

²⁾ Will man von dieser Formel auf die Formel für die Reibung an Platten übergehen, die S. 74 der Zeitschrift angegeben ist, so muß man an Stelle der Vergleichslänge d , die irgendeiner Abmessung der ähnlichen Körper entspricht, die Längen b und l (Breite und Länge) einführen. Da der Widerstand von der Breite der Platte linear abhängt, im ganzen aber die n -te Potenz einer Länge auftreten muß, muß man $b \cdot l^{n-1}$ einsetzen. Mit $n = m + 1$ ergibt sich

$$W = C b l^m v^{m+1} \left(\frac{\gamma}{g}\right)^m k^{1-m}.$$

richtung und nennen ihn Hauptspant. Die beiden Festsetzungen laufen in ihrer Anwendung auf Schiffkörper und Luftschiffkörper praktisch auf dasselbe hinaus. Für Tragflächen u. dgl., die je nach ihrer Einstellung gegen die Bewegungsrichtung verschiedene Projektionen ergeben, ist diese Festsetzung untunlich. Man kann, wenn die Flächengestaltung einfach genug ist, den Flächeninhalt nehmen; bei verwickelteren Gestalten, z. B. bei Flügeln mit verdickter Vorderkante, wird dieses Maß unsicher; man kann hier ein allgemein brauchbares Maß einführen in der »größten Projektion« des Flügels, d. h. der größten Fläche, die durch senkrecht Projizieren des Flügels auf eine Ebene gewonnen werden kann.¹⁾ Der Oberflächenwiderstand (Reibungswiderstand) wird, soweit man das quadratische Gesetz überhaupt als zulässig erachtet, zweckmäßig auf die Gesamtoberfläche bezogen.

Als Vergleichsmaß für die Zweckmäßigkeit verschiedener Ballonformen vermag der auf den Hauptspant bezogene Widerstandskoeffizient nicht recht zu befriedigen, da die Größe des Hauptspants je nach der Streckung und der Form des Ballonkörpers stark veränderlich ist. In der Praxis handelt es sich häufig um die Frage: Welche Gestalt soll einem Ballonkörper von gegebenem Fassungsvermögen V gegeben werden, damit sein Luftwiderstand so klein wie möglich wird? Man würde, um nach diesem Gesichtspunkt den richtigen Vergleich zu finden, alle Ballonformen auf gleiches Volumen V umrechnen und ihre Widerstände W bei diesem Volumen und bei ein und derselben Geschwindigkeit berechnen können. Den gleichen Zweck erreicht man durch das allgemeinere Verfahren, gleich den Widerstand für das Volumen 1 (und die Geschwindigkeit 1 und Dichte 1) zu ermitteln. Da die Flächen mit der zweiten, die Volumina mit der dritten Potenz der Länge wachsen, werden sich bei verschiedenen Volumen die Widerstände geometrisch ähnlicher Körper wie $V^{2/3}$ verhalten.

Man wird deshalb die Fläche $V^{2/3}$, d. i. die Seitenfläche des in einen Würfel verwandelten Ballonvolumens²⁾, zur Vergleichsfläche in der Widerstandsformel zu nehmen haben. Diese lautet dann:

$$W = \xi \cdot V^{2/3} \cdot \frac{\gamma v^2}{g}$$

Die Größen ξ geben unmittelbar an, wie sich die einzelnen Ballonformen bei gleichem Volumen in Hinsicht auf ihren Widerstand verhalten. Um ein paar Zahlenbeispiele zu geben, will ich die Wertziffern ξ_1 für den Formwiderstand der drei in der Mitteilung 3 und 4 der Göttinger Modellversuchsanstalt (S. 129 und 161 dieser Zeitschr.) behandelten Ballonmodelle angeben. Es ergab sich für

Modell I	II	III
$\psi_1 = 0,0308$	0,0199	0,0171
$\xi_1 = 0,00924$	0,00851	0,00687.

Die Überlegenheit des Modells III bleibt bestehen, jedoch haben sich die Zahlenverhältnisse verschoben. Verglichen mit dem Modell III ergeben I und II das 1,80- bzw. 1,16fache, bezogen auf gleichen Hauptspant; dagegen das 1,35- bzw. 1,24fache, bezogen auf gleiches Volumen. Man sieht, daß durch die ersteren Vergleichsziffern das Modell I mit seinem wesentlich zylindrischen Leib zu schlecht, das Modell II mit seinem dicken Kopfteil zu gut beurteilt wird.

Die verschiedenen Arten von Widerstandsziffern wird man zweckmäßig durch verschiedene Bezeichnungen

¹⁾ Für eine zylindrisch gewölbte Fläche von rechteckiger Abwicklung ergibt diese Definition einfach das Rechteck aus der Flügellänge und der Sehne des Wölbungsprofils.

²⁾ Ist die Würfelkante $= a$, so ist $V = a^3$ und demnach $V^{2/3} = a^2$.

unterscheiden. Für die Göttinger Veröffentlichungen haben wir bereits vereinbart, zu gebrauchen

- ψ für Widerstände, bezogen auf die Projektion in der Bewegungsrichtung bzw. auf den Hauptspant,
- ξ bezogen auf die größte Projektion,
- γ bezogen auf die Gesamtoberfläche,
- ξ bezogen auf das Volumen.

Diese Regel ist bei den vorausgehenden Mitteilungen der Göttinger Modellversuchsanstalt bereits befolgt worden.¹⁾

Außer den Kräften kommen im allgemeinen auch noch Drehmomente vor, deren Dimension Kraft \times Hebellänge das Zufügen einer Länge auf der rechten Seite der Widerstandsformel erfordert. Für diese Länge kann man wieder verschiedene Wahl treffen. Bezieht man die Widerstände auf das Volumen, so wird man als diese Länge zweckmäßig die Würfelkante $a = V^{1/3}$ einführen. Die Formel für Momente wird dann

$$M = \xi_M \cdot V \cdot \frac{\gamma v^2}{g}$$

4. Die Dimensionsbetrachtungen von Abschnitt 1 und 2 lassen sich auch mit Nutzen auf die Luftschrauben anwenden. Als bestimmende Größen treten hier auf der Durchmesser, oder, wenn man will, der Radius (r) der Schraube, die Steigung h der Schraube, die allerdings für geometrisch ähnliche Schrauben, um deren Vergleich es sich hier nur handeln kann, in festem Verhältnis zum Radius steht, ferner die Winkelgeschwindigkeit ω (oder die Umdrehungszahl n), die Fortschritts- geschwindigkeit v der Schraubenachse relativ zur umgebenden Luft und die Luftdichte $\frac{\gamma}{g}$. Handelt es sich

nun darum, die nach Abschnitt 2 zulässigen Formeln für die Schubkraft S (in kg) und die aufzuwendende Leistung L (in mkg/sek) zu finden, so kann genau wie dort verfahren werden. Man kann aber auch unter Verwertung des dort Gewonnenen, die Resultate unmittelbar angeben. Zunächst findet man in dem Verhältnis der Fortschritts- geschwindigkeit v zur Umfangsgeschwindigkeit $r\omega$ eine dimensionslose Größe: nur solche Fälle, bei denen diese Größe, die zur Abkürzung λ genannt werden möge, konstant ist (d. h., bei denen die geometrisch ähnlichen Schrauben auch geometrisch ähnliche Schraubengewinde in die Luft hineinschneiden), dürfen unmittelbar miteinander verglichen werden. Wir haben nun, um eine Kraft zu erhalten, wieder eine Fläche mit der Dichte und dem Quadrat einer Geschwindigkeit zu multiplizieren. Als Fläche wird man zweckmäßig die Schraubenkreisfläche πr^2 , als Geschwindigkeit die Umfangsgeschwindigkeit $r\omega$ wählen, diese eignet sich deshalb besser hierzu, als die Fortschritts- geschwindigkeit, da sonst das Produkt für die am Festpunkt arbeitende Schraube gleich Null würde. Wir schreiben also

$$P = \psi \cdot \pi r^2 \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot r^2 \omega^2 = \psi \cdot \pi r^4 \omega^2 \frac{\gamma}{g}$$

ψ ist dabei nach obigem als Funktion von $\lambda = \frac{v}{r\omega}$ aufzufassen.

Die zuzuführende Arbeitsleistung unterscheidet sich von der Kraft durch einen Faktor von der Dimension einer Geschwindigkeit. Man erhält also eine dimensionell richtige Formel durch Zufügen des Faktors $r\omega$ auf der rechten Seite:

¹⁾ Durch einen versehentlich nicht verbesserten Druckfehler steht in Mitteilung 2 an einigen Stellen ξ statt ζ .

$$L = \vartheta \cdot \pi r^5 \omega^3 \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot 1).$$

Hat man durch Versuche ψ und ϑ als Funktionen von λ ermittelt, so sind damit alle aerodynamischen Eigenschaften der Schraube bekannt. Man erhält z. B. das Drehmoment M wegen $L = \omega M$ zu

$$M = \vartheta \cdot \pi r^5 \omega^2 \frac{\gamma}{g}.$$

Der Wirkungsgrad ist der Quotient aus der Nutzleistung $P \cdot v$ und der aufzuwendenden Leistung L ; mit $v = \lambda r \omega$ wird somit

$$\eta = \frac{\lambda \psi}{\vartheta}.$$

Der Wirkungsgrad wird für $v = 0$, also $\lambda = 0$ ebenfalls Null; für die Hubschrauben (sowie für die am Festpunkt untersuchten Treibschrauben) hat man sich nach einer andern Güteziffer umgesehen, die bei gegebenem Durchmesser der Schraube die Kraftentfaltung zu der hierzu nötigen Arbeitsleistung in Beziehung setzt. Sie lautet:

$$\varepsilon = \frac{\psi^3}{\vartheta^3} = \frac{P^3}{L^2 \cdot \pi r^2 \frac{\gamma}{g}}.$$

Betrachtungen dieser Art sind keineswegs neu. Sie dürften wohl auf Ch. Renard zurückgehen. Neuerdings hat sie — in etwas anderer, wenn man will mehr gemeinverständlicher, doch unvollständiger Art, als es hier geschehen ist — der französische Geniehauptmann Dorand bei Gelegenheit eines Berichtes über seine Schraubenversuche in der »Technique aéronautique« (1910, S. 433) erörtert.

Ich benutze diese Gelegenheit, um die Ergebnisse dieser Versuche den deutschen Lesern mitzuteilen. Es handelt sich um Fahrversuche mit einem von der Schraube getriebenen Prüfwagen ähnlich dem in dieser Zeitschrift (S. 16 u. f.) schon beschriebenen Wagen der »Ila«. Der Wagen, der auf dem Gelände der Luftschifferabteilung zu Chalais-Meudon auf einem Gleise von 1 m Spur läuft, wird mittels Elektromotors betrieben²⁾. Die Schraube wird vom Elektromotor mit Kette angetrieben, ihr Schub mittels eines hydraulischen Dynamomotors von Richard; die Leistung wurde elektrisch gemessen, die Zeiten wurden durch Chronographen ermittelt.

Dorand veröffentlicht in dieser Mitteilung die Versuchskurven für zwei geometrisch ähnliche hölzerne Luftschrauben, von denen die einen 2,50 m Durchmesser und 1,875 m Steigung, die andere 4,30 m Durchmesser und 3,225 m Steigung hat. Weitere Angaben, z. B. Zahl der Flügel, Breite und Zuschnitt der Flügel usw. sind nicht gemacht. Dorand benutzt die Messungsergebnisse hauptsächlich zum Nachweis der oben formulierten Gesetzmäßigkeiten. Er gibt in seinen Kurven die Kräfte und Leistungen bei bestimmten Umdrehungszahlen, abhängig von der Fahrgeschwindigkeit, und weist nun durch Rechnung nach, daß sich diese Gesetzmäßigkeiten mit durchaus befriedigender Genauigkeit bewähren.

Man kann nun einen viel besseren Überblick über diese Dinge gewinnen, wenn man, statt P und L abhängig von v gleich die Verhältniszahlen ψ und ϑ abhängig von $\lambda = \frac{v}{r \omega}$ aufträgt. Bei strenger Erfüllung unserer Gesetzmäßigkeiten müßten die bei den verschiedensten

¹⁾ Es steht natürlich nichts im Wege, den Faktor π in diesen Formeln wegzuschaffen, indem man für $\psi \pi$ und $\vartheta \pi$ zwei neue Zahlen ψ' und ϑ' einführt.

²⁾ Bei dem Frankfurter Wagen mußte aus äußeren Umständen statt des besseren elektrischen Antriebes ein Automobilmotor verwendet werden, durch dessen Stöße die Meßinstrumente häufig in Unordnung gerieten. Dies war mit der Grund, daß sich der Abschluß der Versuche ungemein hinausgezogen hat.

Umdrehungszahlen und Fahrgeschwindigkeiten ermittelten Werte von ψ und ϑ (da sie ja Funktionen von λ allein sein sollen) je eine glatte Kurve erfüllen. Daß das gleiche dann auch für die abgeleitete Funktion $\eta = \frac{\psi \lambda}{\vartheta}$ gelten muß, ist klar. In untenstehendem Kurvenbild sind nun die Dorandschen Kurven, die sich auf Umdrehungszahlen von 540 bis 678 bei der kleinen Schraube, von 207 bis 270 bei der großen Schraube beziehen, um-

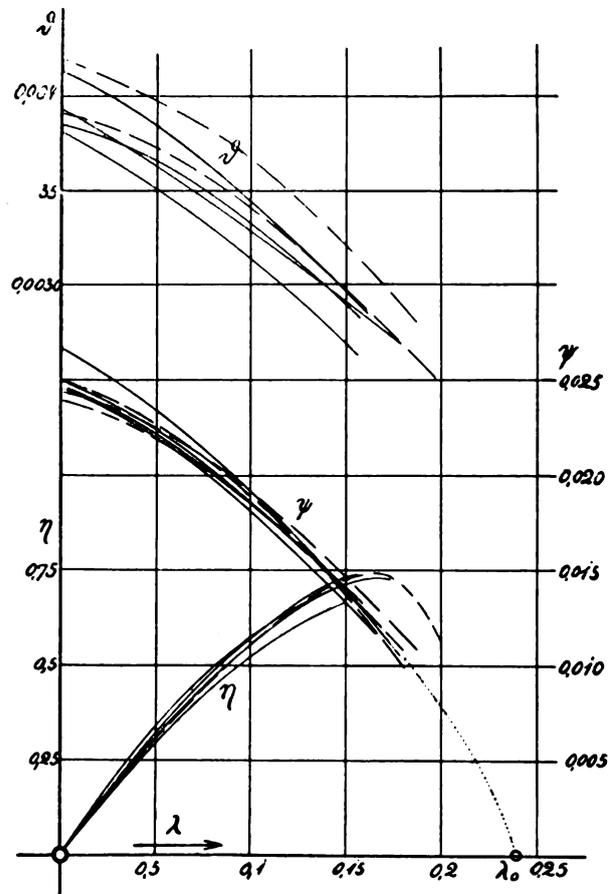


Fig. 1.

gerechnet auf unsere dimensionslosen Größen zusammengetragen. Die Kurven der kleinen Schraube sind dabei ausgezogen, die der großen dagegen gestrichelt. Die ψ -Kurven liegen im allgemeinen sehr gut, schlechter die für ϑ ; die Abweichungen dürften hauptsächlich mit der Unsicherheit der Leistungsmessung zusammenhängen, die durch die veränderliche Reibung im Getriebe entsteht. Im ganzen kann man aber doch mit der Übereinstimmung der Kurven der zwei ähnlichen Schrauben recht zufrieden sein.

Dorand hebt von den Folgerungen aus den Versuchen besonders zwei hervor: 1. Für Fortschritts- geschwindigkeiten, die proportional zu den Umdrehungszahlen sind¹⁾, verhalten sich bei einer Schraube die Kräfte wie die zweiten, die Arbeiten wie die dritten Potenzen der Umdrehungszahlen. 2. Das Wirkungsgradmaximum hat für geometrisch ähnliche Schrauben denselben Wert, und liegt bei einem bestimmten Verhältnis von Fahrgeschwindigkeit zu Umfangsgeschwindigkeit. Dorand zieht weitere Schlüsse bezüglich Wahl der günstigsten Schraube für Aeroplane und Motorluftschiffe.

Bei der Frage nach der zweckmäßigsten Schraube für irgendeine Verwendungsart wird man nach den Vorstehenden etwa so verfahren können: Angenommen ist, daß Versuchskurven für verschiedene Schraubentypen (von verschiedenem Steigungsverhältnis $\lambda_0 = \frac{h}{2 \pi r}$, von

¹⁾ Also für konstantes λ .

verschiedener Völligkeit usw.) vorliegen. Man wird von jedem Typ diejenigen Werte von λ herausgreifen, die dem Wirkungsgradmaximum naheliegen und die zugehörigen Werte von ψ und ϑ notieren. Wenn nun, wie gewöhnlich, die Fortschrittggeschwindigkeit und der Schraubenschub vorgeschrieben sind, so kann man für jeden der obigen Werte von λ die folgende kleine Rechnung machen. Zunächst folgt aus v und λ die Umfangsgeschwindigkeit $r\omega = \frac{v}{\lambda}$; wird dieser Wert in die Formel für den Schub eingeführt, so hat man $P = \frac{\psi}{\lambda^2} r^2 v^2 \frac{\gamma}{g}$; hieraus ergibt sich r , womit dann auch ω bekannt ist; aus der Gleichung für L , oder ebenso einfach aus der Gleichung $L = \frac{1}{v} P v$ folgt nun die zuzuführende Leistung.

Für die verschiedenen Werte von λ erhält man so eine Reihe von Werten für r , ω und L . Wenn sonst keinerlei Beschränkungen vorliegen, kann man die Schraube mit der kleinsten Leistung wählen; wenn andererseits ein bestimmter Durchmesser nicht überschritten werden darf oder eine bestimmte Umdrehzahl (bei direktem Antrieb) erwünscht erscheint, wird man aus dem vorliegenden Material leicht eine passende Wahl treffen können.

Zusammenfassung. Die Zweckmäßigkeit der dimensionslosen Größen für die Darstellung von Versuchsergebnissen und die Verwendbarkeit der Dimensionsbetrachtungen für theoretische Aufschlüsse werden an dem Beispiel der Luftwiderstandsfragen dargetan. Für die Bezugsgrößen, die für Angaben über Luftwiderstand

von Ballonkörpern und Aeroplanflächen, sowie über das Verhalten von Luftschrauben in Frage kommen, wird ein Bezeichnungssystem vorgeschlagen. Als Beispiel werden die Luftschraubenversuche von Dorand besprochen und schließlich eine Anleitung zur Ermittlung der günstigsten Schraubenform für einen gegebenen Zweck gegeben.

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

4) Verhalten von Ballonkörpern bei Schrägstellung.

Bei Ballonkörpern von den für Motorluftschiffe üblichen Formen treten, sobald die Ballonachse einen Winkel mit der Luftströmung bildet, Drehmomente auf, die den Ballon quer zur Bewegungsrichtung zu stellen suchen, die Bewegung des Ballons in Richtung seiner Längsachse ist also instabil, solange man nicht durch Anbringen von Stabilisierungsflächen dieser Instabilität entgegenwirkt. Die vorliegende Untersuchung soll Aufschluß geben über die Kräfte, die auf den schräggestellten Ballon einwirken, und über den Einfluß von Stabilisierungsflächen. Neben der Klärung der Stabilitätsfrage werden durch die Untersuchung auch Zahlenangaben für die dynamische Höhensteuerung durch Schrägstellung der Ballons geliefert.

Es kamen wieder die drei Modelle zur Untersuchung, deren Daten in Mitteilung 3), S. 130 (Heft 11), dieser Zeitschrift gegeben sind. Sie wurden in derselben Weise wie die gewölbten Platten der Mitteilung 2) an zwei Wagen

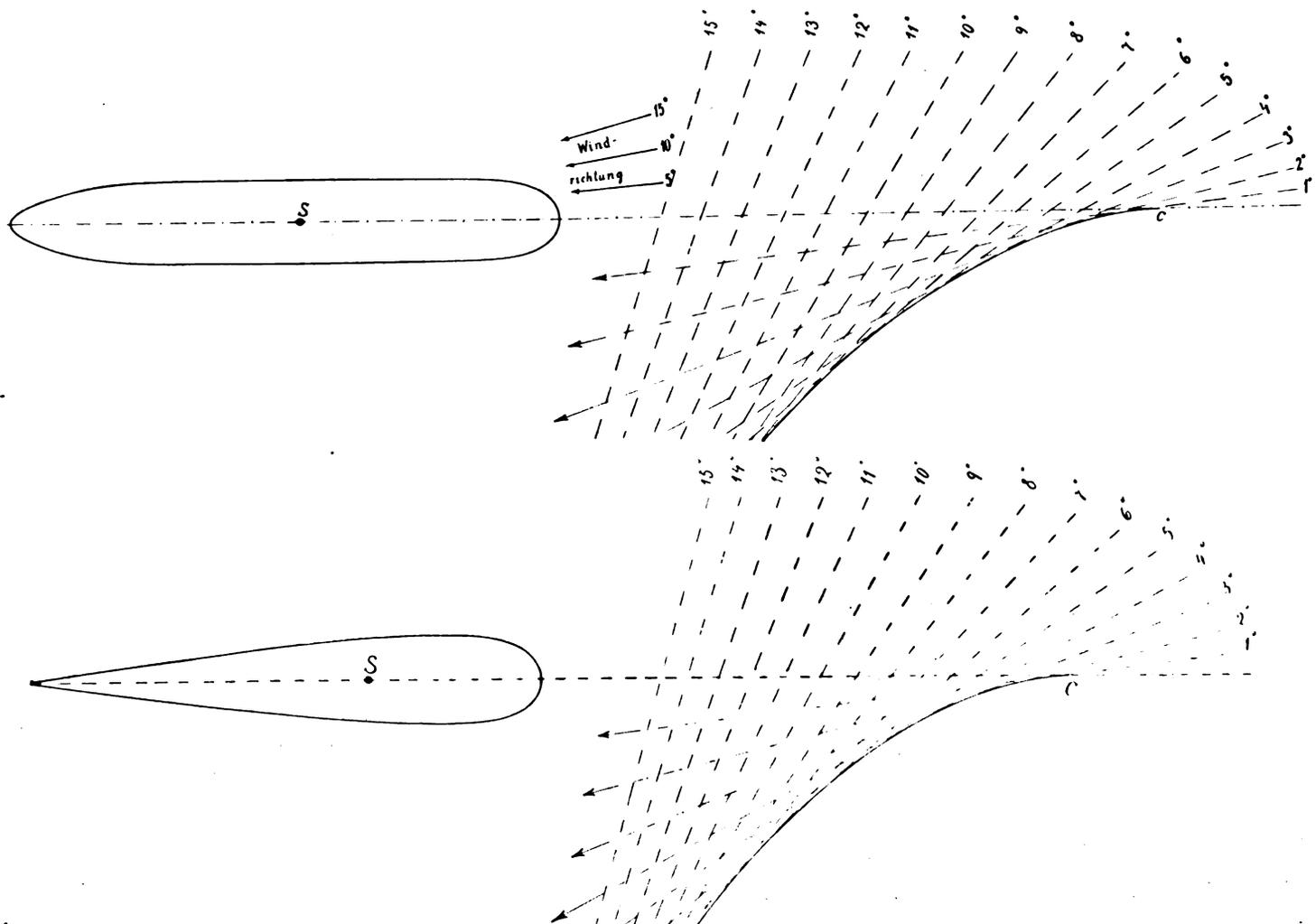


Fig. 13, 14. Lage der Resultierenden für Modell I, II.

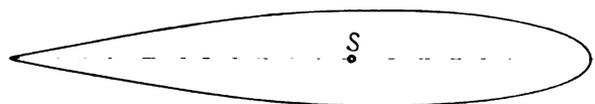


Fig. 15. Lage der Resultierenden für Modell III.

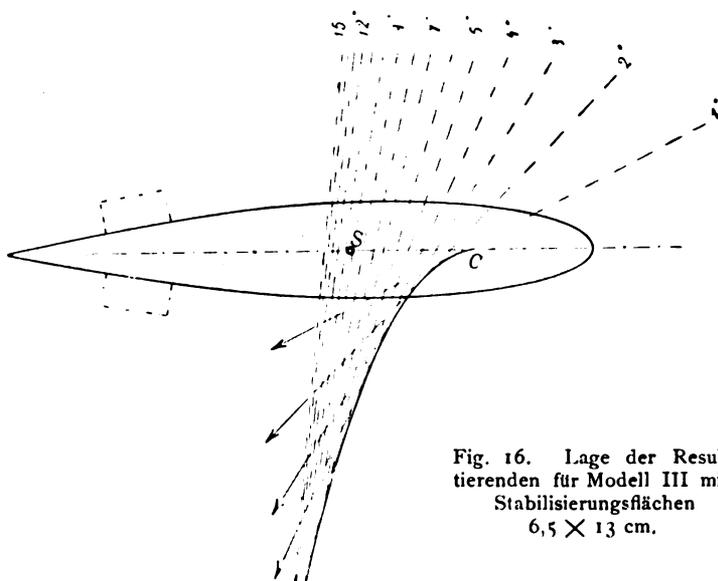
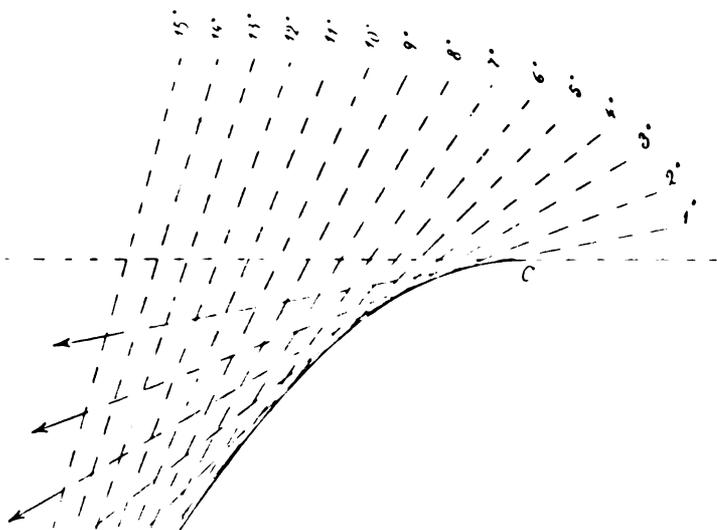


Fig. 16. Lage der Resultierenden für Modell III mit Stabilisierungsflächen 6,5 × 13 cm.

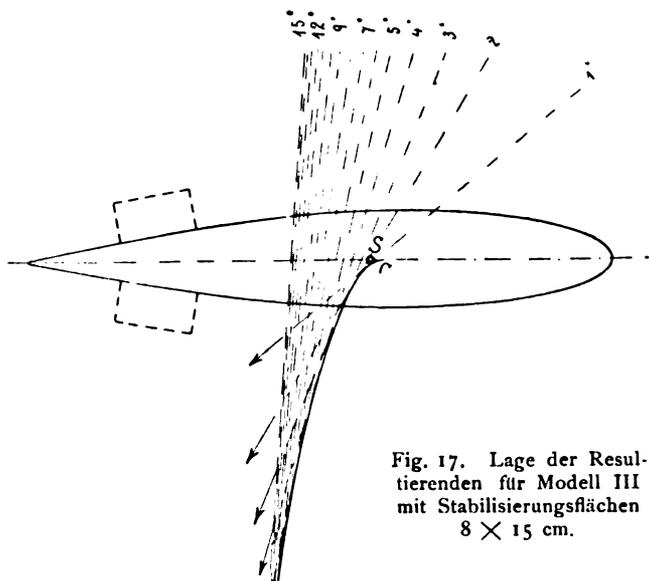


Fig. 17. Lage der Resultierenden für Modell III mit Stabilisierungsflächen 8 × 15 cm.

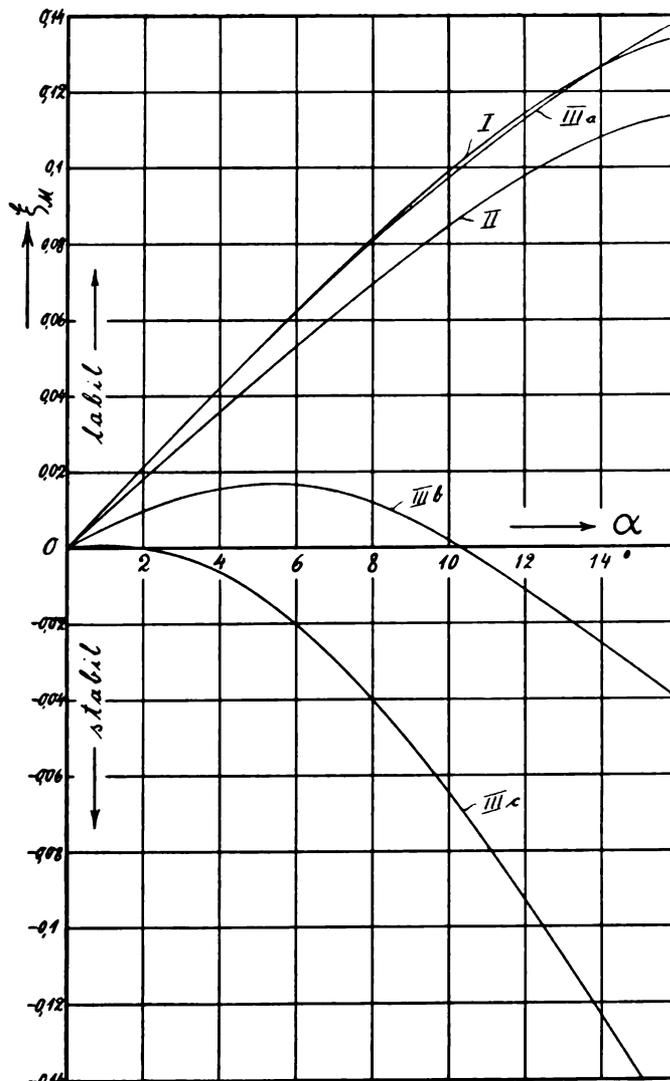


Fig. 18. Koeffizienten des Drehmoments.

aufgehängt, mit deren Hilfe der Auftrieb bestimmt werden konnte, eine dritte Waage gestattete die Ermittlung des Widerstandes in der Strömungsrichtung. Mit Hilfe der einen beweglichen Waage konnten die Modelle in verschiedener Neigung zur Kanalachse eingestellt werden, diese Neigung wurde von 0 bis 15° verändert. Aus den Angaben der drei Wagen wurde dann die Größe, Richtung und Lage der Resultierenden des Winddrucks berechnet;

in den Diagrammen Fig. 13, 14, 15 sind die Lagen der Resultierenden relativ zu den Modellen für die verschiedenen Einstellungswinkel eingetragen (die Modelle sind nur nach der einen Seite aus der Strömungsrichtung verdreht worden, nach der andern Seite hin würden die Diagramme natürlich symmetrisch sein). Aus der Lage der Resultierenden weit vor dem Schwerpunkt der Modelle ist zu erkennen, daß der Luftstrom bestrebt ist, die Modelle quer zur Strömungsrichtung zu stellen. Die verschiedenen Krafrichtungen besitzen eine Enveloppe,

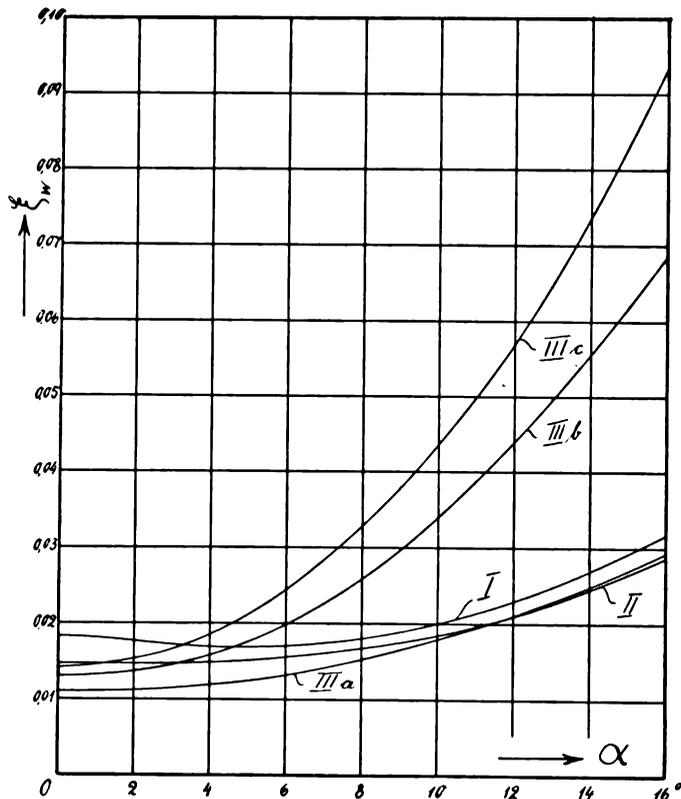


Fig. 19. Koeffizienten des Widerstandes.

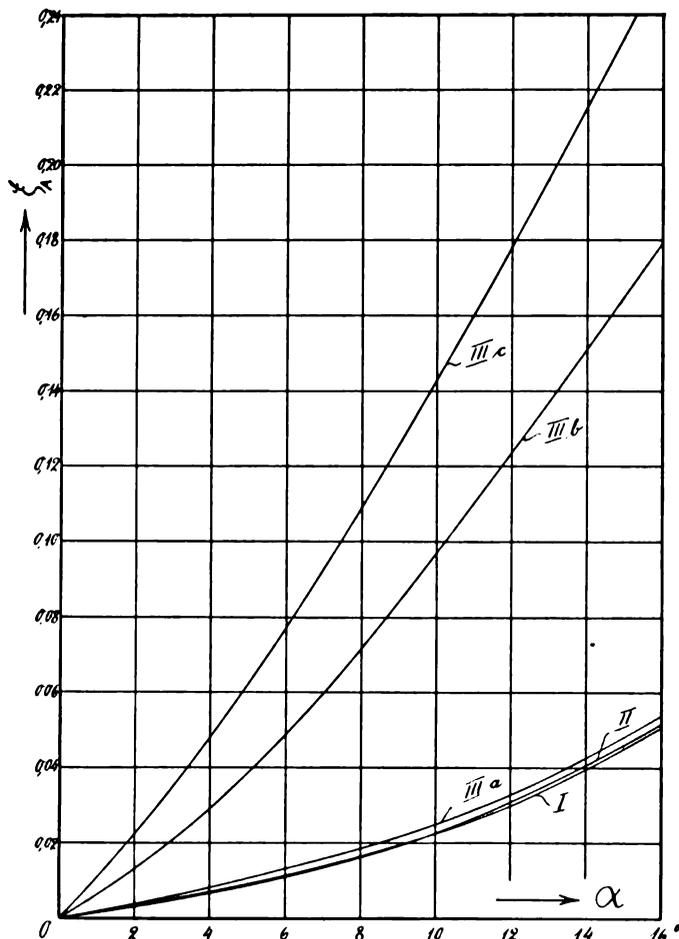


Fig. 20. Koeffizienten des Auftriebs.

die auf der Mittellinie des Modells eine Spitze hat; es ist leicht zu ersehen, daß sicher dann Stabilität der Bewegung vorhanden ist, wenn diese Spitze *C* hinter dem Schwerpunkt *S* liegt, denn dann greift die Resultierende in allen Lagen hinter dem Schwerpunkt an, sucht also das Modell stets in die Bewegungsrichtung einzustellen.

An dem Modell III wurde nun der Einfluß von Stabilisierungsflächen untersucht, zu diesem Zweck wurde es zunächst mit zwei Flächen von je 13 cm Länge und 6,5 cm Breite und nachher mit zwei Flächen von 16 cm Länge und 8 cm Breite versehen. Der Abstand des Schwerpunktes der beiden Flächen vom Schwerpunkt *S* des Modells betrug in beiden Fällen 41,8 cm. In Fig. 16 und 17 sind die Flächen punktiert angegeben, sie sind in Wirklichkeit senkrecht zur Zeichenebene angebracht zu denken. Mit diesen Flächen ergab sich sofort, wie die Diagramme zeigen, eine erhebliche Verschiebung der Kraftrichtungen nach dem Schwerpunkt zu und teilweise sogar hinter denselben, es zeigt sich so deutlich die Zunahme der Stabilität. Noch besser läßt sich dies beurteilen, wenn man aus der Größe und Lage der Resultierenden ihr Drehmoment in bezug auf den Modellschwerpunkt berechnet. Das Drehmoment bezieht man zweckmäßig auf das Modellvolumen *V*, indem man schreibt:

$$M = \xi_M \cdot V \cdot \frac{v^2}{g} \gamma$$

(siehe den vorangehenden Aufsatz von L. Prandtl). Der Koeffizient ξ_M ist für die drei Modelle im Diagramm Fig. 18 in Abhängigkeit vom Einstellungswinkel aufgetragen, die Kurven IIIa und IIIb stellen den Koeffizienten für das Modell III mit den kleineren bzw. größeren Stabilisierungsflächen dar. Auch dieses Diagramm zeigt sehr deutlich die Labilität der Modelle ohne Stabilisierungsflächen und die Zunahme der Stabilität durch Anbringung der Flächen.

Die vorher ermittelte Resultierende des Luftwiderstandes wurde nun auch in die beiden Komponenten in Richtung des Luftstromes und senkrecht dazu, d. h. in den durch Maschinenkraft zu überwindenden Widerstand *W* und den für die dynamische Höhensteuerung nutzbaren Auftrieb *A* zerlegt; bezieht man diese Kräfte auf $V^{3/2}$ (siehe den vorangehenden Aufsatz), so ist

$$W = \xi_W \cdot V^{3/2} \cdot \frac{v^2}{g} \gamma, \quad A = \xi_A \cdot V^{3/2} \cdot \frac{v^2}{g} \gamma.$$

Für die Koeffizienten ξ_W und ξ_A erhält man den in den Diagrammen Fig. 19 und 20 dargestellten Verlauf. Bemerkenswert ist die erhebliche Zunahme des Auftriebs bei Modell III infolge Anbringung der Stabilisierungsflächen, die allerdings auch mit gleichzeitigem Anwachsen des Widerstandes verbunden ist. Vergleicht man die durch die Stabilisierungsflächen verursachte Zunahme des Auftriebs mit dem Auftrieb, den eine Fläche von der Gesamtgröße der beiden Stabilisierungsflächen bei gleicher Neigung gegen den Luftstrom allein für sich erfahren würde, so ergibt sich bemerkenswerter Weise, daß die Zunahme des Gesamtauftriebs erheblich größer ist als der Auftrieb der Einzelfläche; sie beträgt etwa das 1,6 fache des letzteren.

G. Fuhrmann.

Reisegeschwindigkeit und Eigengeschwindigkeit der Luftschiffe.

Von Dr. K. Schreiber, Greifswald.

Auf der Eisenbahn unterscheidet man eine ganze Reihe verschiedenartig definierter Geschwindigkeiten: von der Eigengeschwindigkeit der leerlaufenden Lokomotive an, über die Maximalgeschwindigkeit der Züge, Grundgeschwindigkeit, Fahrgeschwindigkeit bis zur Reisegeschwindigkeit.

Die erste hat für den Erbauer ein gewisses wissenschaftliches Interesse; praktisches hat für ihn die Grundgeschwindigkeit, d. i. die Geschwindigkeit, mit der die Lokomotive einen Zug von vorgeschriebener Art auf

gerader Strecke bewegt, denn für diese empfängt er seinen Auftrag. Um etwaige Verspätungen einholen zu können, muß die Lokomotive noch eine gewisse Reserve haben, mit der sie die etwas schnellere, von den Aufsichtsbehörden aus Sicherheitsgründen vorgeschriebene Maximalgeschwindigkeit erreichen kann. Für den Reisenden sind diese alle gleichgültig, ihn interessiert nur die Reisegeschwindigkeit, d. h. die Geschwindigkeit, welche er erhält, wenn er die Gesamtlänge seiner Fahrt durch die Gesamtzeitdauer dividiert, und die sich von der Fahrzeit infolge des Aufenthalts auf den Bahnhöfen unterscheidet.

Auch bei der Luftschiffahrt kann man eine Reihe verschiedener Geschwindigkeiten definieren. Die für den Erbauer wichtigste ist hier die Eigengeschwindigkeit, d. h. die Geschwindigkeit, mit welcher sich das Luftschiff in einem vollständig windstillen Raum bewegen würde, oder anders ausgedrückt, die, mit der es sich relativ zur umgebenden Luft bewegt. Weil bisher die Luftschiffe fast ausschließlich — nur abgesehen von den dem Militär gehörigen, das bekanntlich seine Erfahrungen sehr geheim hält, — dem Erbauer selbst gehört haben, so sind auch nur die Eigengeschwindigkeiten bekannt gegeben worden. Nachdem aber jetzt die Luftschiffe in den allgemeinen Verkehr eintreten, ja nach der Meinung mancher Optimisten gar der Eisenbahn Konkurrenz machen sollen, ist es an der Zeit, die Größe der Reisegeschwindigkeit zu diskutieren.

Auf der Eisenbahn ist das Verhältnis der verschiedenen obengenannten Geschwindigkeiten zueinander von ganz bestimmten Faktoren abhängig, die längst erfahrungsmäßig festgestellt sind. Sie sind zwar für jede Zugart und jede Strecke verschieden, aber, wie die Möglichkeit eines Fahrplanes beweist, vollständig unabhängig von der Zeit; sie sind heute wie morgen dieselben.

Ganz anders beim Luftschiff. Hier tritt eine ganze Reihe von Faktoren auf, welche für jede Reise andere Werte haben, so daß das gesuchte Verhältnis starken Schwankungen unterworfen ist, und man deshalb nur einen mittleren Wert der Reisegeschwindigkeit feststellen kann. Die Zahl der hierzu brauchbaren Reisen von Luftschiffen ist zurzeit noch recht gering und fast nur auf solche Zeppelinischer Bauart beschränkt; immerhin ist sie doch groß genug, daß man schon eine erste Annäherung erreicht und erkennt, was bei weiterer Entwicklung zu erwarten ist.

Ich stelle zunächst eine Reihe von solchen Reisen zusammen und nehme aus Gründen, welche gleich klar gestellt werden, zuerst die Fahrt des Reichsluftschiffes Z II am 31. Juli 1909 von Friedrichshafen nach Frankfurt a. M.

	Zeitpunkt	Dauer	Entfernung	Geschwindigkeit
Friedrichshafen	3 h 40 a.			
Ravensburg . . .	4 „	$\frac{1}{8}$ Std.	18 km	54 km/Std.
Biberach . . .	4 „ 40 „	$\frac{2}{3}$ „	42 „	63 „
Ulm . . .	5 „ 15 „	$\frac{7}{12}$ „	36 „	61 „
Geißlingen . . .	7 „ 10 „	$1\frac{11}{12}$ „	26 „	14 „
Göppingen . . .	8 „ 15 „	$1\frac{1}{12}$ „	18 „	17 „
Cannstatt . . .	9 „ 40 „	$1\frac{6}{12}$ „	36 „	25 „
Bietigheim . . .	10 „ 20 „	$\frac{2}{3}$ „	19 „	29 „
Neckargemünd . . .	12 „ 10 p.	$1\frac{5}{6}$ „	54 „	29 „
Heidelberg . . .	12 „ 45 „	$\frac{7}{12}$ „	8 „	14 „
Darmstadt . . .	1 „ 45 „	1 „	52 „	52 „
Frankfurt . . .	2 „ 45 „	1 „	42 „	42 „

Zur genauen Feststellung des Weges fand ich noch in den mir zur Verfügung stehenden Nachrichten angegeben: zwischen Ulm und Geißlingen die Orte Beimerstetten und Amstetten und zwischen Heidelberg und Darmstadt noch Weinheim, und ich habe die Entfernung über diese Orte gemessen.

Ich habe diese Reise als erste genommen, um an ihr zu zeigen, daß es keinen Zweck hat, eine jede so

ausführlich aufzuschreiben. Daß die Reisegeschwindigkeit zwischen Neckargemünd und Heidelberg so langsam erscheint, ist sicherlich darin begründet, daß die Punkte, bis zu denen die Entfernungen gemessen sind, nicht gerade diejenigen sind, über denen zum angegebenen Zeitpunkt das Luftschiff sich befand. Nehmen wir z. B. an, daß sich das Luftschiff um 12 h 10 noch 4 km näher an Bietigheim befand, so wird die Geschwindigkeit vor Neckargemünd 27 km/Std., also unwesentlich langsamer als angegeben, während die nächste 21 km/Std. wird, und somit viel besser in das Gesamtbild paßt. Ähnlich ist die Sache, wenn man für den Ort in Neckargemünd, an welchem die beiden angegebenen Entfernungen zusammenstoßen, nicht 12 h 10 als Zeitpunkt nimmt, sondern vielleicht 12 h 20; ein Unterschied in der Zeitangabe, der sich durch die Ausdehnung der Städte leicht erklären läßt.

Da man nun weder für diese noch für die andere Hypothese, weder für Änderung der Entfernung noch für die des Zeitpunktes einen Anhalt hat, so muß man derartig auffallend langsame ebenso wie auch auffallend schnelle Geschwindigkeiten während kurzer Strecken und Zeiten, die aus der Reihe der übrigen Geschwindigkeiten herausfallen, unschädlich machen, indem man die einzelnen Wege zu längeren Strecken zusammenfaßt. Mangelnde Übereinstimmung zwischen Ort und Zeit hat dann auf das Resultat nicht den schlimmen Einfluß wie bei kurzen Strecken.

Die zusammengezogene Tabelle dieser Reise würde nun lauten:

	Zeitpunkt	Dauer	Entfernung	Geschw.	Fahrtrichtung
Friedrichshafen	3 h 40 a.				
Ulm	5 „ 15 „	$1\frac{7}{12}$ Std.	96 km	61 km/Std.	NNO
Cannstatt . . .	9 „ 40 „	$4\frac{5}{12}$ „	80 „	18 „	NW
Heidelberg . .	12 „ 45 p.	$3\frac{1}{12}$ „	81 „	26 „	NW
Frankfurt . . .	2 „ 45 „	2 „	94 „	47 „	N
11 $\frac{1}{12}$ Std. 351 km 31,7 km/Std.					

Windrichtung und Stärke (12teilige Skala): Friedrichshafen WSW₃, Karlsruhe SW₂, Frankfurt SW₃.

Die hier angegebenen Geschwindigkeiten sind selbstverständlich nicht die Mittel der Geschwindigkeiten der ersten ausführlicheren Tabelle, sondern für jede Strecke hier neu berechnet. Ebenso ist die als Endresultat angegebene mittlere Geschwindigkeit aus der gesamten Fahrstrecke und -zeit neu berechnet.

In den nächsten ebenso eingerichteten Zusammenstellungen gebe ich die gut verlaufenen Reisen Zeppelinischer Luftschiffe in historischer Reihenfolge.

Die erste größere Fahrt ist die am 1. Juli 1908 in die Schweiz. Der Weg dieser reinen Übungsfahrt, die kein bestimmtes Ziel zu erreichen suchte und deshalb wieder an den Ausgangspunkt zurückkehrte, ist durch die folgenden Orte gegeben: Friedrichshafen, Konstanz, Stein, Schaffhausen, Thur, Bulach, Baden, Luzern, Küßnacht, Zug, Horgen, Zürich, Winterthur, Frauenfeld, Sulgen, Romanshorn, Rorschach, Bregenz, Friedrichshafen. Die Fahrt hat 12 Stunden gedauert, und es ist dabei nach den Angaben der Mitfahrenden eine Strecke von 350 km zurückgelegt worden. Mißt man die Orte nach, so wird selbst unter sorgfältiger Berücksichtigung von Berg und Tal, der Weg nicht ganz so lang; ich will aber doch diese Strecke zugrunde legen, weil vielleicht mancher Bogen, der nur zu Übungszwecken zurückgelegt wurde, sich in den Ortsangaben nicht ausspricht.

1. Juli 1908.

Friedrichshafen 8 h 30 a. 12 Std. 350 km 29 km/Std. Kreisfahrt.
Friedrichshafen 8 „ 30 p.

Wind: Friedrichshafen N₂, Zürich NW₁.

Darauf folgte die Fahrt vom 4. August 1908, welche in Echterdingen durch den Brand des Luftschiffes gewaltsam beendet wurde. Sie läßt sich nur in ihrem ersten Teil in die Statistik ziehen, weil schon in Oppenheim wegen Motordefektes gelandet werden mußte; und wenn auch dieser Schaden so weit ausgebessert werden konnte, daß die Reise fortgesetzt wurde, so sind immerhin die Maschinen nicht mehr als völlig intakt zu bezeichnen. Ich lasse sogar auch die Strecke von Mannheim an schon weg, denn auf dieser ist die Geschwindigkeit so auffallend langsam, daß vielleicht hier schon die Maschinen nicht mehr vorschriftsmäßig gearbeitet haben. Die überflogenen Orte sind: Friedrichshafen, Radolfszell, Schaffhausen, Waldshut, Basel, in Mülhausen gesichtet, Kaiserstuhl, Maxau, Speyer, Mannheim. Von der Gesamtdauer sind 10 Min. in Abzug gebracht, weil das Luftschiff in Straßburg um das Münster herumgeschwommen ist.

4. August 1908.					
Friedrichshafen	6 h 15 a.				
Basel	9 > 30 >	3 ¹ / ₄ St.	152 km	47 km/Std.	W
Straßburg	12 >	2 ¹ / ₂ >	116 >	46 >	NNO
Mannheim	2 > 40 p.	2 ² / ₃	117 >	44 >	NNO
		8 ¹ / ₄ St.	385 km	46,6 km/Std.	

Wind: Friedrichshafen NO₃, Zürich O₁, Mülhausen S₂.

Nach dem Brande in Echterdingen baute Graf Zeppelin zunächst das noch vorhandene Luftschiff aus dem Vorjahre 1907 auf gleiche Länge um, mußte aber die darin befindlichen beiden alten Maschinen von je 85 PS weiter benutzen. Mit diesem trat er am 1. April 1909 die Reise nach München an, konnte aber dort wegen zu heftigen Windes nicht landen, sondern wurde in Fahrt gegen den Wind weiter getrieben bis Niederviehbach zwischen Landshut und Dingolfing. Die Hinfahrt ging über Ravensburg, Biberach, Erbach, Kellmünz, Mindelheim, Türkheim, Buchloe, Bruck, München, Moosburg, Landshut, Niederviehbach. Da aus den mir zur Verfügung stehenden Nachrichten nicht zu erkennen ist, ob das Luftschiff mit der Spitze nach München gerichtet, gegen seinen Willen nach Niederviehbach abgetrieben worden ist, oder ob es mit der Spitze nach Niederviehbach gerichtet, also mit dem Wind schwimmend, einen Landungsplatz gesucht hat, so lasse ich diesen Teil des Weges unberücksichtigt. Der Rückweg ist bis Buchloe derselbe, von dort aus aber geradlinig über Memmingen, Tettngang nach Friedrichshafen. Der Aufenthalt in München war auf der Rückfahrt 2 Std.

1. und 2. April 1909.					
Friedrichshafen	4 h a.				{ NNO; S.
München	8 >	4 St.	220 km	55 km/Std.	
Niederviehbach	11 h 10 a.				{ O; O NO.
Friedrichshafen	8 > p.	6 ⁵ / ₆ >	255 >	37,3 >	
					{ WSW;
					{ W.
Wind: 1. IV. Friedrichshafen W ₁ , München SW ₄ ,					
2. IV. München . . NW ₄ , Friedrichshafen NO ₁ .					

Die nächste Fahrt ist die vom 29. Mai 1909 nach Bitterfeld. Man kann hier nur die Hinfahrt in Rechnung ziehen, da in der darauffolgenden Nacht, um Benzin zu sparen, nur mit einer Maschine gearbeitet wurde. Der letzte Rest wiederum ist zu kurz, weil sich das Luftschiff in Göppingen die Spitze einrannte.

Der Weg ist gegeben durch die Orte: Friedrichshafen, Treuchtlingen, Nürnberg, Gräfenberg, Bayreuth, Münchberg, Hof, Plauen, Zwickau, Gera, Leipzig, Bitterfeld. Die Strecke bis Treuchtlingen, von der keine Zwischennachrichten vorliegen, weil die Fahrt ganz überraschend angetreten wurde und das Luftschiff während der Nacht nicht zufällig entdeckt wurde, habe ich nicht in der Luftlinie, sondern über Ulm, den gewohnten Weg, gemessen.

29. und 30. Mai 1909.					
Friedrichshafen	9 h 40 p.				
Treuchtlingen	6 > 45 a.	9 ¹ / ₁₂ St.	188 km	20 km/Std.	NNO
Münchberg	11 > 30 >	4 ³ / ₄ >	152 >	32 >	NNO
Bitterfeld	7 > 10 p.	7 ² / ₃ >	202 >	26 >	NNO
		21 ¹ / ₂ St.	542 km	25,2 km/Std.	
Wind: Friedrichshafen NO ₂ , (29. V. abends), Bamberg W ₂ (30. V. morgens), Berlin NNO ₁ .					

Nachdem die Spitze wieder hergestellt war, wurde dieses Luftschiff vom Reich übernommen und als Z I in Metz stationiert. Bei der Überführung dorthin wurde es aber schon in Biberach durch Wind und Wetter gezwungen, vor Anker zu gehen und dort bis zum 3. Juli liegen zu bleiben. Der Weg, den es dann genommen hat, ist gegeben durch die Orte: Ulm, Geißlingen, Göppingen, Stuttgart, Pforzheim, Karlsruhe, Metz. Mit den dazu gehörigen Zeitangaben erhält man folgende Zusammenstellung.

3. und 4. Juli 1909.					
Biberach	11 h p.				
Ulm	12 > 15 a.	1 ¹ / ₄ St.	36 km	29 km/Std.	NNO
Karlsruhe	3 > 10 >	2 ¹¹ / ₁₂ >	143 >	50 >	NW
Metz	8 >	4 ⁵ / ₆ >	170 >	35 >	W
		9 St.	349 km	38,8 km/Std.	

Wind: Friedrichshafen O₁, Karlsruhe O₂, Metz SO₂.

Die erste Fahrt des von der Nationalspende gebauten später als Z II vom Reich übernommenen Luftschiffes war die am 31. Juli 1909 nach Frankfurt zur Ausstellung; sie ist oben schon in aller Ausführlichkeit besprochen. Von Frankfurt sollte es nach Köln überführt werden. Am festgesetzten Tage kam es nur ein Stück rheinabwärts und mußte dann wegen widrigen Windes wieder umkehren. Erst am 5. August gelang die Fahrt. Der Weg ging über Limburg, Ems, Neuwied, Linz, Remagen, Bonn, Düren, Köln. Da hinter Bonn so starker Morgennebel war, daß das Luftschiff von unten nicht gesehen werden konnte, so ist die genaue Angabe des Weges hinter Bonn nicht mehr möglich. Wir haben also:

5. August.					
Frankfurt a. M.	4 h 25 a.				{ NW
Bonn	7 > 50 >	3 ⁵ / ₁₂ St.	155 km	45,4 km/Std.	
					{ W
					{ NW
Wind: Frankfurt a. M. NO ₄ , Aachen O ₁ .					

Am 27. August trat das im Besitz der Zeppelin-Gesellschaft befindliche neue, ebenso wie Z II gebaute und deshalb als Z III zu bezeichnende Luftschiff eine Reise nach Berlin an, um sich, wie Graf Zeppelin es versprochen hatte, den Berlinern am Sonnabend, den 28., vorzustellen. Auf der Hinfahrt ist für unsere Zwecke nur die erste Strecke über Ravensburg, Mochwangen, Aulendorf, Biberach bis Ulm brauchbar. Hinter Ulm scheinen die Havarien angefangen zu haben, denn schon die nächste Station, welche angegeben wird, Heidenheim, liegt weit aus dem Weg.

27. August 1909.					
Friedrichshafen	4 h 30 a.				
Ulm	6 > 45 >	2 ¹ / ₄ St.	96 km	42,7 km/Std.	NNO
Wind: Friedrichshafen SO ₂ , Karlsruhe W ₂ , München W ₃ .					

Nachdem das Luftschiff unter fortwährendem Ausbessern endlich Berlin erreicht hatte, erlitt es gleich am Anfang seiner ganz plötzlich angetretenen Rückreise wieder einen größeren Schaden, so daß es in Bülzig bei Wittenberg an Land gehen mußte. Hier wurde es vollständig hergestellt und konnte um 11 Uhr nachts am 1. September seine Heimreise zum zweiten Male antreten, die dann auch ohne Schaden verlief. Die in den verschiedenen Depeschen angegebenen Orte sind die folgenden: Bülzig, östlich von Bitterfeld, Delitzsch, Leipzig, Pegau, Zeitz, Gera, Greiz, Plauen, Hof, Münchberg, Berneck, Bayreuth, Pottenstein, Gräfenberg, Heroldsberg,

Nürnberg (Dutzendteich), Nördlingen, Ulm, Ravensburg, Friedrichshafen. Ich teile den Weg in die folgenden Strecken:

1. und 2. September 1909.

Bülzig . . .	11 h p.	3 ³ / ₄ St.	49 km	13 km/Std.	S
Delitzsch . . .	2 > 45 a.	6 ¹ / ₄ >	104 >	17 >	S
Greiz . . .	9 > a.	5 >	115 >	23 >	SSW
Pottenstein . . .	2 > p.	4 ¹ / ₈ >	123 >	29 >	SSW
Nördlingen . . .	6 > 10 p.	3 ¹ / ₂ >	160 >	46 >	SSW
Friedrichshafen	9 > 40 p.				
		22 ³ / ₈ St.	551 km	24,0 km/Std.	

Wind: Magdeburg W4, Dresden W3, Bamberg SW2, München NW2, Friedrichshafen NO2, Zürich N2.

Dasselbe Luftschiff hatte sich zu Sonnabend, den 11. September, in Frankfurt zur Ausstellung angesagt und ist, um diese Zusage zu halten, an diesem Tage früh 4 h 40 von Friedrichshafen abgeschwommen. Diese Fahrt darf hier nur bis Karlsruhe in Betracht gezogen werden, weil hinter diesem Ort eine Maschine ihren Dienst versagte. Der Weg ist gegeben durch die Orte: Konstanz, Waldshut, Säckingen, Basel, Freiburg, Lahr, Offenburg, Achern, Baden-Baden, Rastatt, Karlsruhe, Hockenheim, östlich von Mannheim, Gernsheim, Frankfurt. Die Reisegeschwindigkeit ist in der folgenden Zusammenstellung enthalten.

11. September 1909.

Friedrichshafen	4 h 40 a.	3 ¹ / ₈ St.	145 km	43 km/Std.	W
Basel . . .	8 > a.	3 ¹ / ₈ >	114 >	34 >	NNO
Offenburg . . .	11 > 20 a.	3 ⁵ / ₁₂ >	70 >	21 >	NNO
Karlsruhe . . .	2 > 45 p.				
		10 ¹ / ₁₂ St.	329 km	32,5 km/Std.	

Wind: Friedrichshafen SO2, Zürich O1, Karlsruhe NW1.

Nachdem Z III versucht hatte, von Frankfurt aus an den Kaisermanövern teilzunehmen, trat es seine Vorstellungsfahrt in das Industriegebiet Rheinlands und Westfalens an. Infolge der vielen Aufenthalte dabei, kann man natürlich aus dieser keine Reisegeschwindigkeit berechnen. Nachdem es dann in Frankfurt wieder frischen Wasserstoff genommen hatte, schwamm es am 22. September über Darmstadt, Heidelberg, Tübingen nach Hause.

22. September 1909.

Frankfurt . . .	9 h 45 a.	1 ³ / ₄ St.	80 km	46 km/Std.	S
Heidelberg . . .	11 > 30 >	3 ¹ / ₈ >	101 >	30 >	SSO
Tübingen . . .	2 > 50 p.	4 ¹ / ₈ >	101 >	24 >	SSO
Friedrichshafen	7 > p.				
		9 ¹ / ₄ St.	282 km	30,5 km/Std.	

Wind: Frankfurt NO2, Karlsruhe W1, Friedrichshafen NO2.

Die übrigen Fahrten Zeppelinscher Luftschiffe sind nur Übungsfahrten ohne ein bestimmtes Ziel oder Vorstellungsfahrten gewesen, für die sich keine Reisegeschwindigkeit definieren läßt. Es mögen die besprochenen Reisen hier noch einmal zusammengestellt und das Gesamtmittel der Reisegeschwindigkeit berechnet werden.

	Dauer	Länge	Geschwindigkeit
1908 Juli 1.	12 St.	350 km	29,2 km/Std.
Aug. 4.	8 ¹ / ₄ >	385 >	46,6 >
	20 ¹ / ₄ St.	735 km	36,3 km/Std.
1909 April 1.	4 St.	220 km	55,0 km/Std.
> 2.	6 ⁵ / ₆ >	255 >	37,3 >
Mai 29	21 ¹ / ₂ >	542 >	25,2 >
Juli 3.	9 >	349 >	38,8 >
	41 ¹ / ₈ St.	1366 km	33,0 km/Std.
1909 Juli 31.	11 ¹ / ₁₂ St.	351 km	31,7 km/Std.
Aug. 5.	3 ⁵ / ₁₂ >	155 >	45,4 >
> 27.	2 ¹ / ₄ >	96 >	42,7 >
Sept. 1.	22 ³ / ₈ >	551 >	24,0 >
> 11.	10 ¹ / ₁₂ >	329 >	32,5 >
> 22.	9 ¹ / ₄ >	282 >	30,5 >
	58 ³ / ₄ St.	1764 km	30,0 km/Std.

In dieser Zusammenstellung der einzelnen Fahrten sieht man viel deutlicher als vorhin die ungeheuren

Unterschiede der Reisegeschwindigkeiten selbst gleichstarker Luftschiffe: 46,6 km/Std. am 4. August 1908 und 24 km/Std. am 1. September 1909, also nahezu 2 : 1; ein Fahrplan ist also ganz unmöglich.

Daß das in Echtingen verbrannte Luftschiff mit seinen 230 PS schneller schwimmt als Z I mit seinen 170 PS, ist nicht weiter merkwürdig; daß aber die beiden großen Luftschiffe Z II und Z III aus 1909 mit ihren 230 PS ungefähr 10 km/Std. langsamer sind als Z I mit seinen 170 PS, bedarf entschieden der Aufklärung.

(Fortsetzung folgt.)

Luftschiffmotoren und Flugmotoren.

Mit Tafel X u. XI.

Die Firma Palous & Beuse in Berlin-Rixdorf baut zwei Typen von Flugmotoren, die im Verhältnis zur Kraftleistung ein sehr geringes Gewicht haben. Die kleinere Type hat vier in einer Reihe angeordnete Zylinder, die größere Type 8 Zylinder in V-förmiger Anordnung (Fig. 1 Tafel X).

Beide Motortypen sind bemerkenswert wegen des kombinierten Ein- und Auslaßventils, wobei das selbsttätige Einlaßventil in dem zwangsläufig gesteuerten Auslaßventil angeordnet ist.

Ferner ist die Konstruktion des Vergasers bemerkenswert. Jeder Zylinder hat einen eigenen Vergaser, der keinen Schwimmer besitzt, vielmehr wird der Benzineinlaß durch eine Membranscheibe geöffnet, die durch den Unterdruck während der Saugperiode gehoben wird. Der Bewegung der Scheibe wirkt eine Feder entgegen, deren Pressung durch eine Regulierschraube eingestellt werden kann.

Das geringe Gewicht der Motoren wird namentlich dadurch erreicht, daß Eisen- und Stahlguß vollständig beim Bau der Motoren vermieden wird, nur Aluminium und Stahl kommt zur Anwendung. So sind die Zylinder dadurch hergestellt, daß auf ein Stahlrohr ein Stahldeckel autogen aufgeschweißt wird und für die Befestigung des Kühlmantels ein Stahlring. Auf diese Weise hergestellt haben die Zylinder ein Gewicht, das weniger als die Hälfte des Gewichtes von gegossenen Zylindern beträgt. Da die Schweißung sehr vorsichtig von geschulten Arbeitern ausgeführt wird, haben sich die Zylinder als ebenso haltbar erwiesen, als die aus massivem Stahl ausgebohrten Zylinder. (Beschreibung des zweiten Typs folgt.)

In dieser Weise stellen die Adlerwerke die Zylinder für ihre Luftschiff- und Flugmotoren her. Der Luftschiffmotor hat 6 in einer Reihe angeordnete Zylinder; der Flugmotor 4 Zylinder. Die Zylinder sind mit dem Zylinderkopf und Ventilkammern aus in einem Stück geschmiedeten Stahl hergestellt. Die Ventile sind nebeneinander in herausnehmbaren Ventilsitzen im Zylinderdeckel angeordnet. Der Stahlzylinder ist mit einem Kühlmantel aus Kupferblech umgeben, der in der Mitte wegen der verschiedenen Ausdehnung durch die Wärme mit Wellen versehen ist. Das Kühlwasser umspült sowohl den Zylinder als auch die Ventilsitze. Auf den Zylinder sind die Anschlußstützen für die Abführung des Kühlwassers aufgeschraubt, die gleichzeitig als Lagerböcke für die Kipphebel zur Betätigung der Ventile dienen (Fig. 5—8 Tafel X u. XI).

Das Motorgehäuse besteht aus einem kräftigen Oberteil, welches die sieben Lager für die sechsfach gekröpfte Kurbelwelle aufnimmt. Mit Ausnahme der beiden Endlager, die mit dem Unterteil des Gehäuses ein Stück bilden, werden für die Gleitlager der Kurbelwelle besondere Lagerdeckel aufgeschraubt, so daß nach Abnahme des unteren Gehäuseteils der Motor zusammenbleibt und die Welle gedreht werden kann.

Die Steuerwelle ist mit den Nocken aus einem Stück hergestellt und betätigt gleichzeitig die am Ende derselben angebrachte Wasserpumpe und durch eine Zahnradübersetzung den parallel zur Steuerwelle montierten Magnetapparat. Zur Zündung dient ein Bosch-Magnet-Apparat, Type HD für Sechszylindermotoren, der mit ³/₄ Umdrehungszahl der Kurbelwelle läuft. Der für Luftschiffzwecke speziell leicht gebaute Apparat ist mit separatem Verteiler versehen; dieser Verteiler ist mit der Ölpumpe auf gemeinsamer Welle

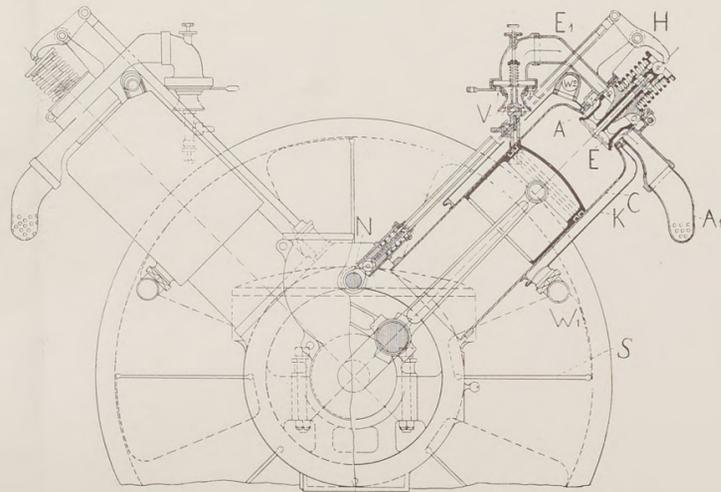


Fig. 1.

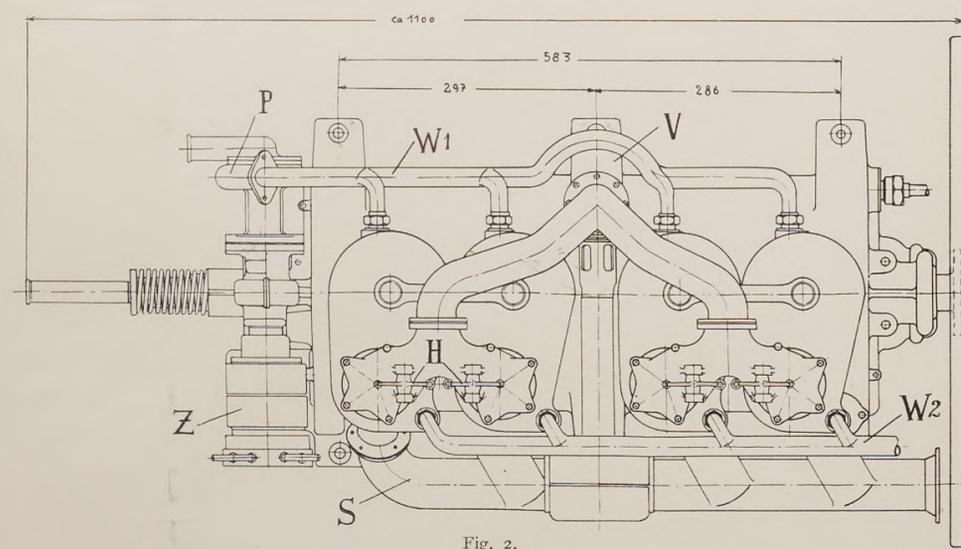


Fig. 2.

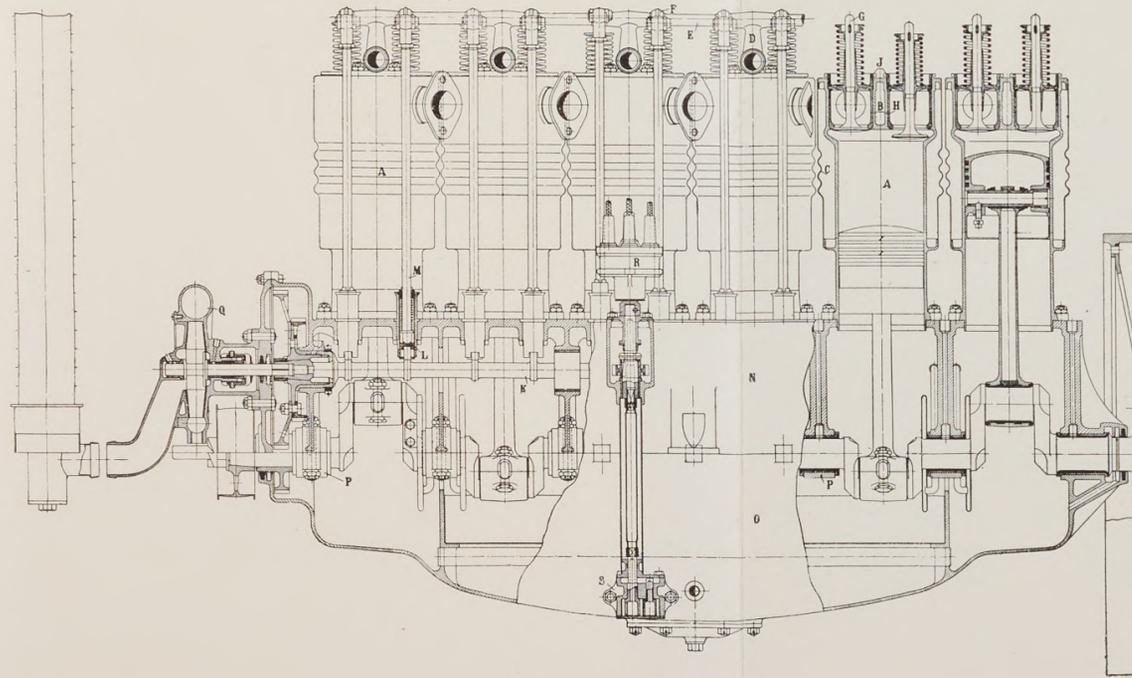


Fig. 5.

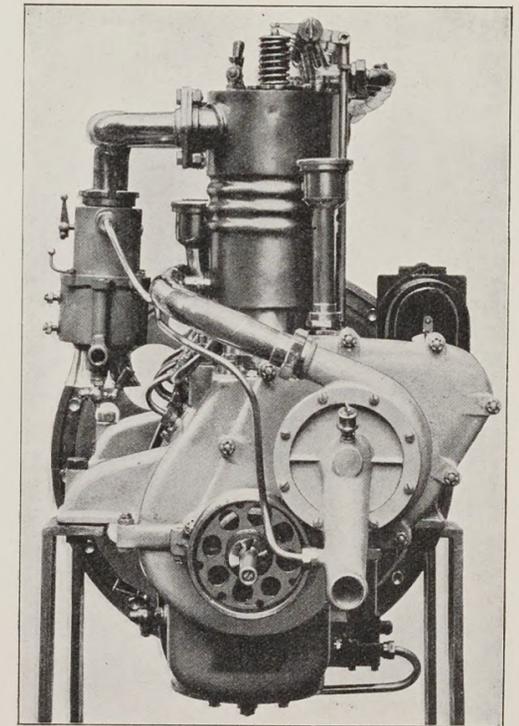


Fig. 6.

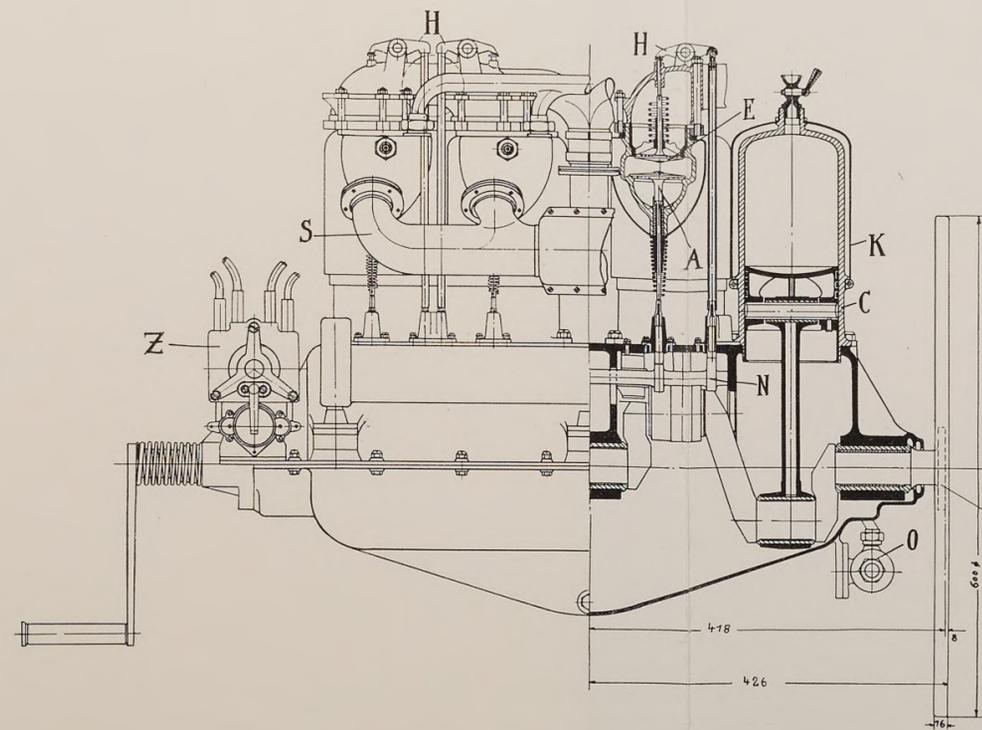


Fig. 3.

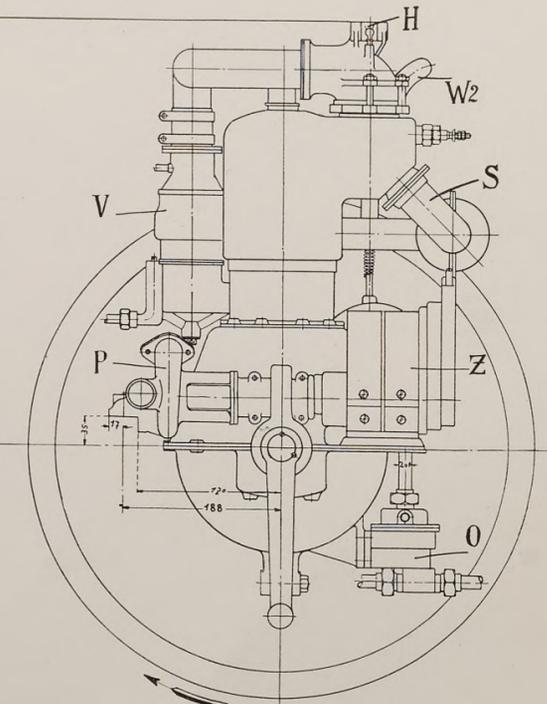


Fig. 4.

Fabrikant	Typ	Zylinderzahl	Bohrung	Hub	Umdrehungen		Leistungen		Gewicht mit Vergaser, Zünder ohne Kühler	Benzinverbrauch pro PS/Std.	Kühlung
					normal	maximal	normal	maximal			
Adler-Werke	Flugmotor	4	100	125	1200	1300	45	50	110	0,250	Wasserkühlung
»	Luftschiffmotor	6	100	125	1200	1300	70	75	150	0,250	»
»	»	6	115	135	1100	1200	100	110	200	0,230	»
Palous & Beuse	Flugmotor Typ 25—30	4	100	130	1100	1200	25	30	75	?	»
»	» 40—50	4	120	140	1000	1200	40	50	75	?	»
»	» 80—100	8	120	140	1000	1200	80	100	155	?	»
» Itala «	Flugmotor	4	125	125	1200	1400	55	60	180	0,260	»
»	Luftschiffmotor	4	155	155	1000	1200	90	110	?	?	»
Clement-Bayard	Luftschiffmotor	6	155	185	1200	1300	150	180	?	?	»
»	Flugmotor	4	125	?	1200	1300	50	60	?	?	»
Gregoir	Flugmotor Typ 30—40	4	110	160	1200	1300	35	42	90	0,245	»
Durracq	Flugmotor	2	130	120	1200	1300	25	30	55	?	»
Esnault-Pelterie	Flugmotor	5	110	160	1200	1300	45	55	90	?	Luftkühlung
Elbridge	Flugmotor	2	3 1/2 Zoll engl.	3 1/2	1000	1200	10	12	85 engl. Pfd.	?	»
»	»	3	»	»	1000	1200	12	16	125	?	oder Wasserkühlung
»	»	4	»	»	1000	1200	20	24	165	?	»

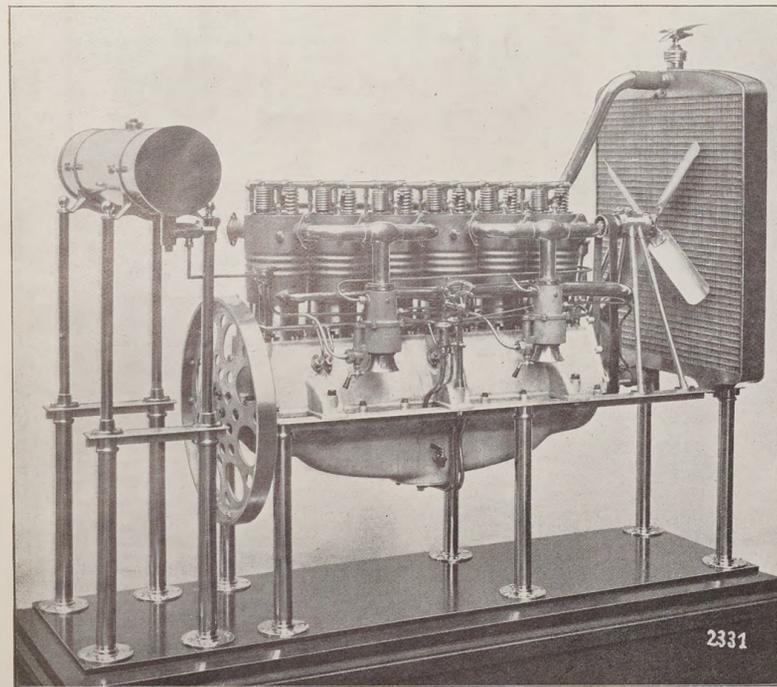


Fig. 7.

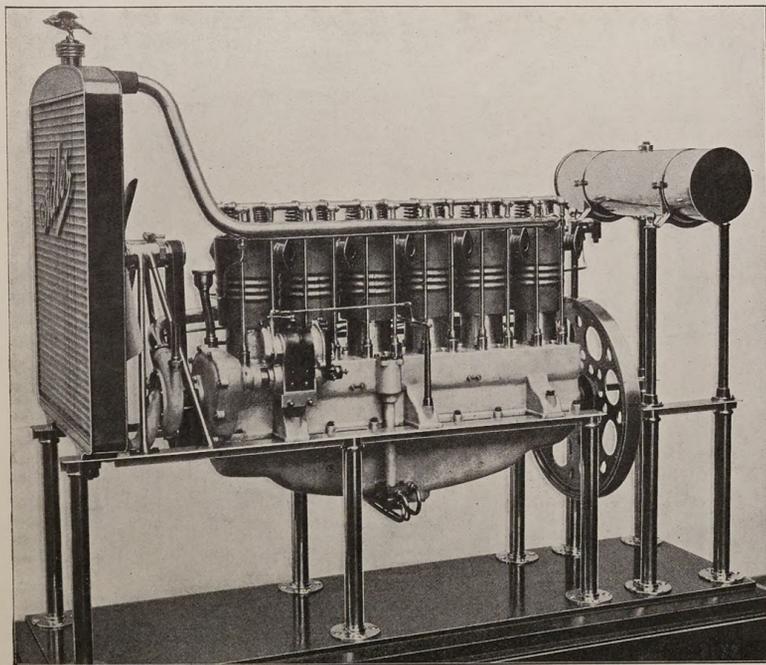


Fig. 8.

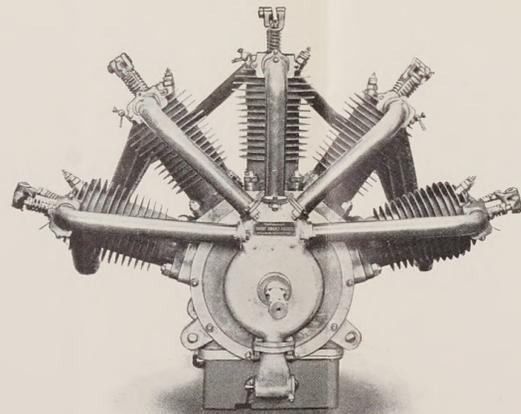


Fig. 9.

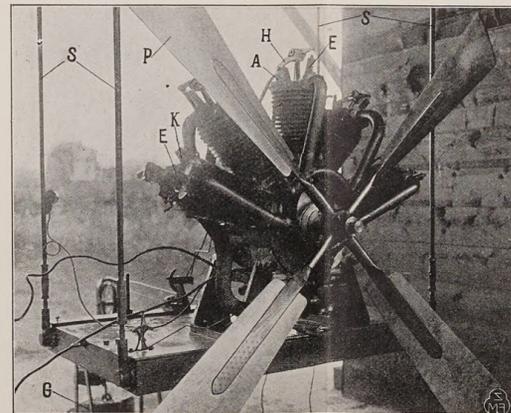


Fig. 10.

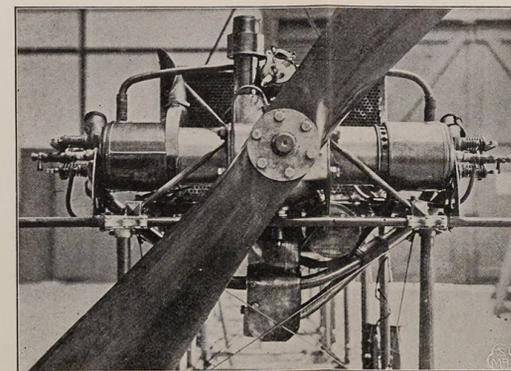


Fig. 11.

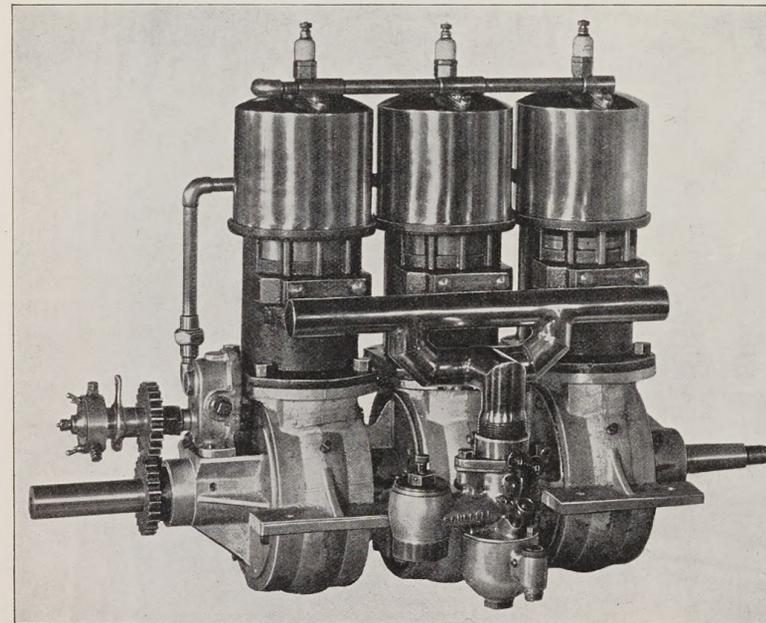


Fig. 12.

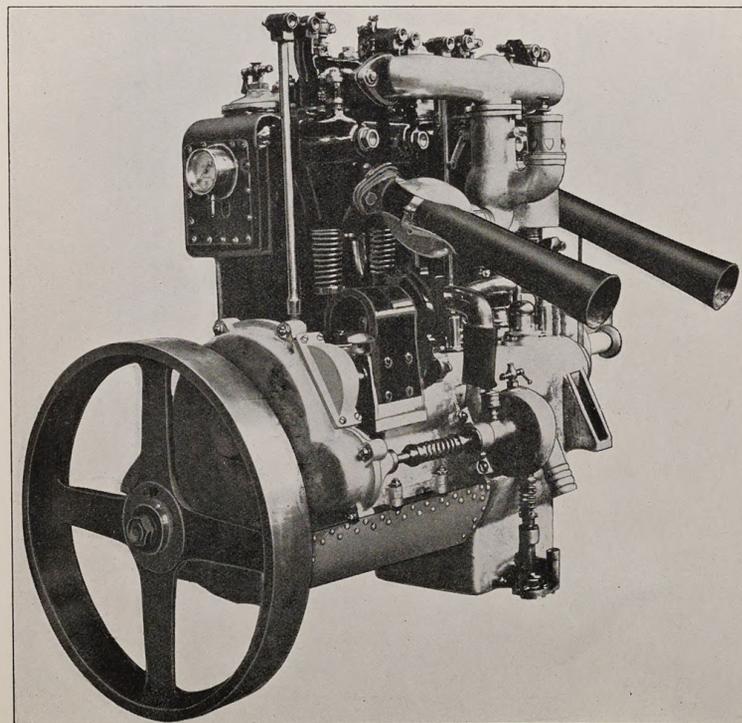


Fig. 13.

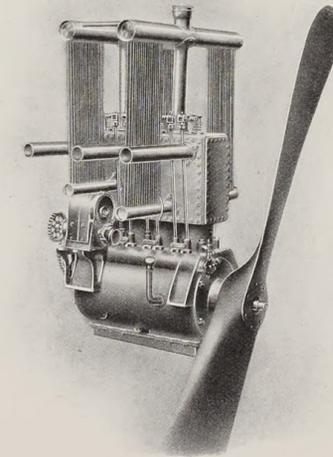


Fig. 14.

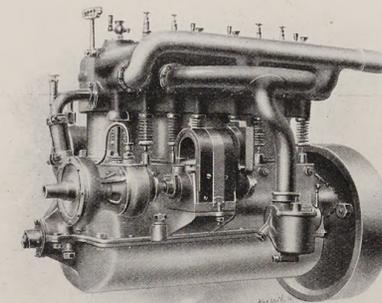


Fig. 15.

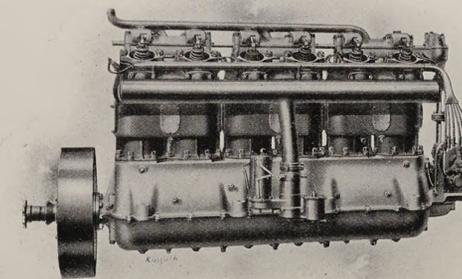


Fig. 16.

Fig. 1. Flugmotor von Palous und Beuse, Querschnitt. *A* Auslaßventil, *E* Einlaßventil, *H* Kipphebel, *E*₁ Einlaßkanal, *A*₁ Auspuffkanal, *V* Vergaser, *C* Zylinder, *K* Kühlmantel, *W*₁ Wassereinlaß, *W*₂ Wasserauslaß, *N* Steuerwelle, *S* Schwungrad, als Ventilator für den Kühler ausgebildet.

Fig. 2. Flugmotor von Körting. Ansicht von oben.

Fig. 3. Flugmotor von Körting. Seitenansicht, bzw. Längsschnitt.

Fig. 4. Flugmotor von Körting. Ansicht von vorn. *A* Auslaßventil, *E* Einlaßventil, *H* Kipphebel, *C* Zylinder, *K* Kühlmantel, *N* Steuerwelle, *W*₁ Wassereinlaß, *W*₂ Wasserauslaß, *V* Vergaser, *P* Wasserpumpe, *O* Ölpumpe, *Z* Zündapparat, *S* Auspuffrohre.

Fig. 5. Zeichnung des Luftschiffmotors der Adlerwerke. Seitenansicht bzw. Längsschnitt. *A* Zylinder, *B* Ventilkammer, *C* Kühlmantel, *D* Wasserauslaß- und Lagerbock für Achse, *E* der Kipphebel, *F*, *H* Ventilkorb, *G* Ventil, *N-O* Kurbelgehäuse, *P* Kurbelwellenlager, *K* Steuerwelle, *L* Ventilstößel mit Stangen, *M*, *Q* Wasserpumpe, *S* Ölpumpe.

Fig. 6. Adler-Flugmotor von vorn gesehen.

Fig. 7. Adler-Luftschiffmotor. Vergasenseite.

Fig. 8. » » » Auspuffseite.

Fig. 9. Neuer Flugmotor von Esnault-Pelterie von vorn gesehen.

Fig. 10. Flugmotor von Esnault-Pelterie mit Propeller auf dem schwingenden Probierstand, *S* Pendelstangen des Probierstandes, *G* Gewicht, das durch den Zug des Propellers *P* gehoben wird, *A* Auslaß, *E* Einlaßventil, *H* Kipphebel.

Fig. 11. Flugmotor von Darracq & Cie.

Fig. 12. Zweitakt-Flugmotor der Elbridge Engine Co. Vergaser und Auspuffseite.

Fig. 13. Flugmotor der »Itala«-Werke.

Fig. 14. »Gyp«-Flugmotor von Gregoire mit Kühler.

Fig. 15. Flugmotor von Clement-Bayard.

Fig. 16. Luftschiffmotor von Clement-Bayard. Vergasenseite.

montiert und wird durch Schraubenräder von der Welle aus angetrieben. Die Zündleitung ist außerordentlich sorgfältig verlegt, alle Anschlußklemmen sind isoliert; auch die Zündkerzen sind mit Schutzkapseln umgeben, um jede Funkenbildung zu vermeiden.

Die Schmierung des Motors erfolgt durch eine Zirkulationsölung in ähnlicher Weise wie bei den Adlerautomobilmotoren.

Das Motorgehäuse-Unterteil ist in der bekannten Weise als Ölbehälter ausgebildet, und zwar ist hier durch symmetrische Gestaltung der Ölwanne infolge Abschlusses des mittleren Teiles gegen den Kurbelraum der Einfluß der Schräglage nach Möglichkeit ausgeglichen. Das untere Räderpaar der Doppelpumpe *S* entnimmt das Öl dem Siebraum des Motorunterteiles und preßt es nach einem Verteilerrohr, von wo aus es den einzelnen Schmierstellen des Motors unter Druck zugeführt wird. Dem oberen kleineren Zahnradpaar fließt das Öl von einer höher gelegenen Stelle des Untergehäuses zu und wird nach dem Schauglas geführt, wo es jederzeit das richtige Funktionieren der Schmierung anzeigt. Sobald der Ölspiegel unter das Niveau der oberen Ölpumpe gesunken ist, bleibt der Ölstrahl im Schauglas aus und zeigt damit den Zeitpunkt zur Nachfüllung an.

Der Vergaser ist als Zentralvergaser ausgebildet, indem die Ventildüse innerhalb des Schwimmers angeordnet ist. Eine schiefe Stellung des Motors bleibt daher ohne Einfluß auf das Benzinniveau im Vergaser. Die Zuführung der Hauptluft und der Zusatzluft erfolgt ebenfalls zentral, wodurch sich geringe Saugwiderstände ergeben.

Der Kühler wird direkt an den Motor angebaut und entspricht in seiner Konstruktion im wesentlichen dem bekannten Adler-Automobilkühler. Flachgedrückte vertikale Röhre von sehr geringer Wandstärke sind durch Querrippen versteift, die gleichzeitig als Kühlrippen dienen. Hinter dem Kühler ist ein vierflügliger Schraubventilator angeordnet, der von der Motorwelle durch Riemen angetrieben wird. Die Ventilatorwelle ist in einer exzentrischen Büchse gelagert, so daß sich durch Drehung der Büchse der Riemen nachspannen läßt.

Nach der gleichen Konstruktion ist der Vierzylinder-Flugmotor gebaut, der auch als Luftschiffmotor für kleinere Luftschiffe verwandt werden kann. Ebenso wird noch mit einer größeren Zylinderbohrung von 115 mm ein großer Sechszylinderluftschiffmotor, der 100 PS leistet, gebaut, der, abgesehen von den Abmessungen dieselbe Konstruktion aufweist.

Von dem Flugmotor von Körting, den wir bereits in Nr. 10 zusammen mit dem Luftschiffmotor dieser Firma beschrieben haben, bringen wir auf Wunsch einiger Leser auf der beistehenden Tafel die Ansicht- und Schnittzeichnungen und sei bezüglich der Beschreibung auf Seite 124/125 in Heft 10 verwiesen (Fig. 2 und 3 Tafel X).

Von französischen Flugmotoren ist letzter Zeit ein neuer Fünfzylindermotor von Esnault Pelterie herausgekommen. Dieser neue Motor leistet 50 PS bei einer Bohrung von 110 mm und 160 mm Hub (Fig. 9 und 10 Tafel XI).

Während bei seiner älteren Motortype Esnault Pelterie den Ein- und Auslaß durch ein gemeinsames Ventil mit Rundschieber steuerte, ist dieser Motor mit besonderen Ventilen für Ein- und Auslaß versehen, die durch einen gemeinsamen Kipphebel betätigt werden. Die Stange zur Betätigung des Kipphebels greift an dem unteren Ende mittels einer Rolle in eine Kurvennut, welche den sonst üblichen Nocken ersetzt.

Die Kolben sind bei Esnault Pelterie sehr leicht gehalten und aus Stahl gedreht, wobei alle Flächen bearbeitet sind. Das Lager für den Zapfen der Pleuelstange ist in den Kolben besonders eingeschraubt.

Sämtliche Zylinder werden durch einen gemeinsamen Vergaser gespeist, der an einem ringförmigen Gehäuse, das die Motorwelle umgibt, angebracht ist, von welchem Gehäuse gleich lange Rohrleitungen nach den fünf Zylindern führen.

Esnault Pelterie liefert seine Motoren gleich mit Propeller. Für die Prüfung der Zugkraft wird der Motor auf einem pendelnd aufgehängenen Proberstand befestigt. Durch ein über eine Rolle geführtes Drahtseil, an dem ein ent-

sprechend schweres Gewicht hängt, wird die Zugkraft der Schraube bestimmt.

Hierbei sei auf eine einfache Methode zur Bestimmung der Motorleistung aufmerksam gemacht, die Dr. Huth angegeben hat. Der Motor wird in einem drehbaren Proberstand befestigt und bei der Rotation des Motors und der Belastung durch den Propeller das Gegendrehmoment mittels einer Federwaage, die an einem Hebel des drehbaren Proberstandes angreift, abgelesen. Dr. Huth ist jetzt dabei, eine einfache Vorrichtung zu konstruieren, um diese Bremsprobe an jedem in einem Flugapparate montierten Motor vorzunehmen und wird näheres hierüber in einem besonderen Aufsatz veröffentlicht werden.

Die Automobilfabrik Darracq & Co. in Paris-Suresnes baut vier Motortypen für Flugapparate. Bei den zwei kleineren Typen sind zwei oder vier Zylinder gegenüberliegend am Gehäuse angebracht. Es ist dies die Type, die für die kleinen Drachenflieger, System »Santos Dumont«, benutzt wird (Fig. 11 Tafel XI).

Die Zylinder haben getrennte Ventile für Ein- und Auslaß und außerdem einen freien Auspuff der vom Kolben im inneren Totpunkt aufgeweckt wird. Die Kühlung erfolgt durch Wasser, das durch eine Pumpe im Umlauf gehalten wird. Eine unten am Gehäuse angebrachte Ölpumpe besorgt die Schmierung. Die Zündung erfolgt durch einen Magnetinduktor, der von einer schräg zur Motorwelle liegenden Welle angetrieben wird.

Die beiden größeren Typen haben vier in einer Reihe stehende Zylinder, die im übrigen gleich konstruiert sind.

Die Firma Pierre Gregoire in Paris-Suresnes, welche den »Gyp«-Flugmotor baut, bringt vier verschiedene Motortypen heraus, bei denen die vier Zylinder in einer Reihe angeordnet sind (Fig. 14 Tafel XI und Fig. 5 S. 42 Heft 3—4).

Die vier Zylinder bilden ein Gußstück, die Kolben sind aus Stahl sehr leicht hergestellt. Die vierfach gekrüpfte Kurbelwelle ist in drei Kugellagern gelagert.

Über den Zusammenbau des Kühlers mit dem Motor ist bereits in Heft 3/4, Seite 42 berichtet worden.

Die bekannte Automobilfabrik von Clement Bayard baut die Luftschiffmotoren für die Luftschiffe der Astra-Gesellschaft und zwar eine Type mit vier Zylindern und eine Type mit sechs Zylindern. Je zwei Zylinder sind zusammengegossen. Die Ventile sind ähnlich wie bei dem in Heft 10 beschriebenen Rumplermotor schräg im Zylinderkopf angeordnet, werden jedoch in ähnlicher Weise wie bei dem im gleichen Heft beschriebenen Green-Flugmotor durch eine auf den Zylinderdeckel gelagerte Steuerwelle betätigt; eine Anordnung, die zuerst die Süddeutsche Automobilfabrik Gaggenau an ihrem Luftschiffmotor angewandt hatte (Fig. 15-16 Tafel XI).

Die Flugmotoren von Clement-Bayard werden sowohl mit vier stehenden Zylindern, wie auch mit zwei oder vier liegenden Zylindern gebaut. Die erste Type hat viel Ähnlichkeit mit dem Flugmotor der Gebrüder Körting; die zweite Type entspricht fast ganz dem Darracqmotor mit liegenden Zylindern.

In den italienischen Militärluftschiffen werden Motoren benutzt, welche von der bekannten italienischen Automobilfabrik »Itala« gebaut werden (Fig. 13 Tafel XI).

Diese Motoren haben vier oder sechs in einer Reihe angeordnete Zylinder mit einer gleichen Ventilanordnung wie bei den Körting-Luftschiffmotoren, indem die über den Auspuffventilen liegenden Saugventile durch Kipphebel betätigt werden.

In gleicher Weise sind die Flugmotoren der Italawerke konstruiert, indem dieselben vier in einer Reihe angeordnete Zylinder haben, wie die Luftschiffmotoren mit Wasserkühlung. Alle Zylinder werden durch einen gemeinsamen Vergaser mit automatischer Luftregulierung gespeist.

Zweitaktmotoren, die zuerst von Grade für Flugmaschinen benutzt wurden, kommen jetzt für diese Zwecke auch in Amerika in Aufnahme, nachdem sie dort für Motorboote bereits eine große Verbreitung erlangt haben. So hat die Elbridge Engines Co. in Rochester einen neuen Zweitaktflugmotor herausgebracht, der mit zwei, drei oder vier wasser- oder luftgekühlten Zylindern geliefert wird. Wie beim Grade-Zweitaktmotor ist auch beim Elbridge-Zweitaktmotor jeder

Zylinder mit einem abgeschlossenen Kurbelgehäuse versehen, da die Kurbelkammer als Pumpe für das Gasgemisch dient. Aus dem für alle Zylinder gemeinsamen Vergaser wird durch ein Klappenventil das Gasgemisch in die Kurbelkammer bzw. unter den Kolben gesaugt und gelangt, nachdem die Auspuffgase durch vom Kolben aufgedeckte Schlitze im Zylinder entwichen sind, durch einen im inneren Totpunkt vom Kolben aufgedeckten Kanal in den Zylinder, wo sie beim Aufsteigen des Kolbens komprimiert werden (Fig. 12 Tafel XI).

Die Ölung erfolgt durch eine Zahnradschleife, die auf der Welle des Stromverteilers sitzt. Die gleiche Welle treibt auch die Pumpe für die Wasserkühlung an. Der Motor ist demnach sehr einfach konstruiert und dabei leicht und soll zufriedenstellend funktionieren.

Mitteilungen über das neue Dessauer Ballongas.

Von W. v. Oechelhäuser.

Die Dessauer Versuche zur Erzeugung eines neuen Ballongases haben seit meiner ersten Mitteilung auf dem Deutschen Luftschiffertage in Frankfurt a. M. im September v. J. zu einer regulären Anwendung für den Freiballonbetrieb und zunächst zur Erprobung bei den Aufstiegen des Ballons »Anhalt« am 12. und 17. April d. J. geführt. Von diesen Aufstiegen wird weiter unten die Rede sein.

Zunächst ergab die Fortsetzung der Arbeiten die interessante und erfreuliche Tatsache, daß die Zersetzung des als Rohmaterial benutzten, gereinigten gewöhnlichen Steinkohlengases in den alten Ofen der Gasanstalten mit horizontalen Retorten mindestens ebensogut oder vielmehr noch besser gelingt als in den von uns zuerst angewandten neueren Vertikalöfen. Es läßt sich dies damit erklären, daß bei ersteren die Hitze in den Retorten ihrer ganzen Länge nach gleichmäßig hochgehalten werden kann, während die Konstruktion der vertikalen Retorten absichtlich eine Abnahme der Temperatur von unten nach oben herbeiführt. Die Höhe der Temperatur und möglichst ausgedehnte Erhitzungsflächen sind aber in erster Linie maßgebend für die Erzeugung eines leichten Gases. Jedenfalls befriedigt aber auch schon das Gas aus Vertikalöfen in weitgehendem Maße.

Andererseits stellte sich heraus, daß das aus dem Zersetzungsofen kommende Gas in einem Gasometer gesammelt werden muß, um eine schnelle Füllung der Freiballons zu ermöglichen. Denn wenn auch ein einziger Horizontalofen genügt, um 1200 cbm Ballongas in 24 Stunden zu erzeugen und ein Vertikalofen von zehn Retorten für 3600 cbm in 24 Stunden ausreicht, so ist gleichwohl die Produktion pro Stunde eine verhältnismäßig geringe und fallen außerdem einige Stunden in der Produktion aus durch frisches Einfüllen von Koks in die Retorten und Glühendmachen desselben zur Zersetzung. Da nun kaum eine Gasanstalt zur Erbauung eines besonderen Gasbehälters für die verhältnismäßig geringe Anwendung des Ballongases schreiten dürfte, so können von vornherein nur solche Anstalten in Betracht kommen, welche mehrere Gasbehälter besitzen. Dies dürfte allerdings die Mehrzahl sein, und von diesen werden wiederum viele in der Zeit von etwa März bis September einen Gasometer für ihren gewöhnlichen Steinkohlengasabsatz entbehren und für Ballongas freihalten können.

In Dessau halten wir für die gedachte Zeit einen Gasbehälter von 3400 cbm zur Verfügung. Bei der Benutzung der Gasbehälter muß indes auf die Reinheit des Absperrwassers Bedacht genommen werden, da sich sonst das leichte Gas wieder mit schweren Kohlenwasserstoffen, z. B. Benzol, anreichern kann. In Dessau haben wir eine dünne Ölschicht über das Absperrwasser im Innern ausgebreitet. Bei reinem Wasser sättigt sich übrigens das Ballongas mit dem seiner Spannung und Temperatur entsprechenden Wasserdampf und bleibt alsdann konstant. Es findet also anfangs nur eine minimale, in der Praxis kaum nachweisbare Gewichtsvermehrung statt.

Die Versuche begannen im Sommer v. J. zunächst im Laboratorium, und zwar sollte u. a. vorweg festgestellt werden,

ob die Zersetzung des Steinkohlengases im hoch erhitzten Porzellanrohr etwa leichter und vollständiger vor sich geht, wenn man den Druck des durchgeleiteten Gases steigert. Die Resultate mit Erhöhung des Druckes bis zu 545 mm Wassersäule verliefen negativ. Dagegen zeigten die Versuche im Laboratorium und in der Praxis bald, daß die Zersetzung des Leuchtgases nicht nur eine Funktion der Temperatur, sondern insbesondere auch der Ausdehnung der erhitzten Flächen ist; je höher die Temperatur der Retorte und je größer die erhitzte Oberfläche, an der das Gas vorbeistreichen muß, desto vollkommener ist die Zersetzung. Darum genügte auch das Durchleiten durch eine leere, wenn auch hoch erhitzte Retorte nicht, sondern es mußten Koks- bzw. Holzkohlefüllungen eingebracht und dadurch die Zersetzungsflächen vergrößert werden. Ferner erwies sich, im Gegensatz zu einer Drucksteigerung, als notwendig, das Gas aus der Retorte auf 0 bis 5 mm Wassersäuledruck abzusaugen, damit die ohnehin bei diesem Prozeß nicht leicht dicht zu haltenden Retorten so wenig Gasverlust wie möglich nach außen in die Feuerzüge des Ofens haben. Andererseits ist natürlich darauf zu achten, daß nicht mit einem Minusdruck Rauchgase aus den Feuerzügen eingesaugt werden und das Ballongas verschlechtern.

Während uns anfangs die Holzkohle als das geeignetere Füllmaterial erschien, da sie sich nach dem festen Zusammenbacken mit dem bei der Zersetzung ausgeschiedenen Graphit leichter zerschlagen und aus den Retorten wieder entfernen ließ, so kommen wir jetzt mit kleinstückigem Koks, der auf jeder Anstalt ohnehin vorhanden und deshalb billiger ist, ebensogut aus. Dabei ergibt sich für horizontale Ofen der Vorteil, daß man den glühenden Koks von der vorhergegangenen gewöhnlichen Steinkohlendestillation gleich in der Retorte lassen kann¹⁾.

Der sich bei der Zersetzung des gereinigten Steinkohlengases ausscheidende Kohlenstoff läßt sich in allen Stufen seiner Entwicklung in der Strömungsrichtung des Gases verfolgen, vom feinsten flockigen Ruß bis zu den schönsten silbergrauen kristallinischen Nadeln.

Die infolge der Zersetzung theoretisch zu erwartende Volumenvermehrung wird insofern nicht ganz erreicht, als gerade bei diesem Prozeß, wie schon angedeutet, die Retorten schwerer dicht zu halten sind als bei der Leuchtgasfabrikation. Denn bei letzterer setzen sich die Risse der Schamottetretorten, je länger die Vergasung dauert, um so mehr mit Teer und Graphit zu. Ersteres Bindemittel fehlt aber bei der Zersetzung des gereinigten Steinkohlengases, so daß man auch bei sorgfältiger Wartung der Ofen nur mit einer Volumenvermehrung von 20% zu rechnen hat. Immerhin aber reduziert diese Zunahme die Herstellungskosten entsprechend.

Die Aptierung der Retortenöfen für den Ballongasprozeß ist sowohl für horizontale als vertikale Retorten einfach und wenig kostspielig, indem das Gas aus den Gasometern mittels einer 40 mm-Leitung, bei den vertikalen Retorten von unten, bei den horizontalen von hinten eingeleitet und oben bzw. an der Vorderseite aus den gewöhnlichen Steigeleitungen nach dem für das Ballongas reservierten Gasbehälter abgeführt wird. Um das Gas abzukühlen und den feinen, ausgeschiedenen Kohlenstoff sowie geringe Mengen neu gebildeten Schwefelwasserstoffs zurückzuhalten (der letztere bildet sich aus den Spuren von Schwefelkohlenstoff, die auch im gereinigten Steinkohlengase noch enthalten sind), wird an den Ofen eine kleine Reinigungsanlage angeschlossen, die aus einem einfachen Luftkühler, einem Staubfilter und einem Eisenoxydreiniger besteht. Letzterer erfordert 0,30 m Fläche für 1000 cbm Tagesleistung. Aus dieser Reinigungsanlage wird das Ballongas durch ein Gebläse abgesaugt und in den für dieses Gas reservierten Gasometer gedrückt.

Die Leistungsfähigkeit einer einzelnen Vertikalofenretorte beträgt pro Stunde 20 cbm, und da man bei 24 stündigem Betrieb 6 Stunden auf Neufüllung und Neuanheizung des bei den Vertikalöfen kalt eingebrachten Kokes rechnen muß, so kommen nur 18 Stunden Nutzleistung in Betracht,

¹⁾ Nähere Angaben über Ballongaserzeugung in horizontalen und vertikalen Retorten nebst Skizzen befinden sich im Druck und werden von der Deutschen Kontinental-Gasgesellschaft (Adresse: Dessau) kostenlos zugesandt.

welche 360 cbm pro Retorte, also z. B. bei den häufig vorkommenden Ofenmodellen von zehn Retorten 3600 cbm Leistungsfähigkeit ergeben. Das ist ungefähr dreimal so viel, wie wohl die meisten ad hoc angelegten Wasserstoffgasapparate täglich leisten.

Bei den horizontalen Ofen können nur diejenigen Retorten benutzt werden, die eine Temperatur von ca. 1200° erreichen, was bei den unteren und Flügelretorten meistens nicht der Fall ist, sodaß also von einem sog. 8er-Ofen nur die oberen vier bis sechs Retorten für die Zersetzung des Gases in Frage kommen. Die übrigen Retorten werden gleichzeitig mit Kohlen beschickt und liefern das gewöhnliche Steinkohlengas. Eine auf die richtige Temperatur gebrachte Retorte von der üblichen Länge von 3 m leistet 10 cbm pro Stunde und kommen bei den horizontalen Retorten von 24 Stunden 20 Stunden Nutzleistung in Betracht; hiernach ist ihre Produktion 200 cbm und bei Benutzung von vier Retorten die Leistungsfähigkeit eines Horizontalofens 800 cbm, bei sechs Retorten 1200 cbm. In letzterem Falle wird also immer noch die größte Leistungsfähigkeit von gesonderten Wasserstoffgasanlagen erreicht, abgesehen von der Produktionsfähigkeit der chemischen Großindustrie.

Die Mehrkosten, welche die Bereitung von Ballongas aus gewöhnlichem Steinkohlengas verursacht, stellen sich für einen Horizontalofen pro cbm wie folgt zusammen:

Anteilige Unterfeuerung für 4—6 Retorten	1,88 Pf.
» Löhne	0,54 »
» Ofenunterhaltung (Reparaturen etc.)	0,30 »
» allgemeine Betriebsunkosten	0,45 »
Summa	3,17 Pf.

Unter Berücksichtigung der oben gedachten Volumenvermehrung von 20% reduzieren sich diese Mehrkosten auf 3,17 : 1,2 = 2,65 Pf.

Die Kosten der Aptierung eines Horizontal- bzw. Vertikalofens für die Ballongaserzeugung betragen für beide Systeme inklusive Kühl- und Reinigungsvorrichtungen sowie Gebläseanlage nur ca. 3000—4000 M., je nach den örtlichen Verhältnissen, sodaß die Verzinsung und Amortisation dieser, einer Abnutzung nur in geringem Maße unterworfenen Teile eine so minimale ist, daß man mit rund 3 Pf. Mehrkosten für Erzeugung von 1 cbm Ballongas im großen Durchschnitt zu rechnen haben wird. Hierzu kommt, um die gesamten Kosten zu ermitteln, der Selbstkostenpreis des gewöhnlichen Leuchtgases, wie es in den Gasbehälter geliefert wird (also abzüglich der Verteilungskosten in der Stadt), dazu ferner die Verzinsung des anteiligen Anlagekapitals der Gasanstalt für 1 cbm. Da nun bei vielen Gasanstalten die Verteilungskosten des Gases in der Stadt ungefähr ebensoviel betragen, wie die oben erwähnte Zersetzung des Gases in Ballongas, so braucht hiernach für das Dessauer Ballongas kein höherer Preis in Rechnung gesetzt werden, als für das sonst zu gewerblichen Zwecken verkaufte Gas: also 10 bis 13 Pf. pro cbm, wie es bei einer großen Anzahl deutscher Anstalten der Fall ist.

Über die Zusammensetzung des Ballongases und seinen Auftrieb noch einige Worte. Das spezifische Gewicht des Steinkohlengases, welches als Rohmaterial dient, schwankt in Deutschland zwischen 0,36 und 0,53, auf Luft = 1 bezogen. Der Auftrieb von 1000 cbm solchen Gases schwankt also zwischen 829 und 608 kg pro 1000 cbm. Auch das Ballongas hängt mehr oder weniger von der Schwere des Ursprungsgases ab, und liegen die bisher in Dessau beobachteten Schwankungen des spez. Gewichtes von Ballongas zwischen 0,225 und 0,3, also zwischen einem Auftrieb von 1000 kg und 900 kg pro 1000 cbm. Man wird deshalb im großen Durchschnitt mit 950 kg Auftrieb, entsprechend 0,27 spez. Gewichts, für eine Füllung von 1000 cbm rechnen können, sodaß bei den oben gedachten Gaspreisen 1000 kg Auftrieb etwa 105 bis 137 M. kosten.

Zu der oben erwähnten großen Differenz im spez. Gewicht des gewöhnlichen Steinkohlengases sei bemerkt, daß dieselbe ausschließlich von den verwendeten Kohlensorten und von der Art der Gaserzeugung abhängt. Dasjenige Gas, welches vom Luftschiffer meistens als »schlecht« oder »miserabel« bezeichnet wird, verdient in den meisten Fällen

gastechisch als gut oder ausgezeichnet bezeichnet zu werden, da das schwerere Gas, sofern es nicht mit Wassergas gemischt ist, einen größeren Heizeffekt hat und deshalb für alle gewöhnlichen gastechischen Zwecke wertvoller ist. Auch hat es ein Gasanstaßleiter nur in seltenen Ausnahmefällen in der Hand, für einen bestimmten Tag und für einen einzelnen Ballon ein besonders leichtes Gas — also vom Standpunkt des Gastechikers schlechtes Gas — herzustellen, weil die Beschaffenheit der auf Lager befindlichen Kohlensorten sich nach dieser Richtung nicht vorher genau feststellen läßt und auch die Gaserzeugungsmethode für eine einzelne Ballonfüllung nicht geändert werden kann. Selbst für große, längst vorher angesagte Wettfahrten trifft dies in den meisten Fällen zu.

Die chemische Zusammensetzung, wie sie sich aus einer Reihe von Beobachtungen als Durchschnitt feststellen ließ, ist in nachfolgender Tabelle enthalten, wobei reines Steinkohlengas ohne Wassergaszusatz vorausgesetzt ist.

	Spez. Gewicht Luft = 1	Volumenprozent	
		Dessauer Steinkohlengas	Dessauer Ballongas
Schwere Kohlenwasserstoffe	0,97—2,7	2,6	—
Kohlensäure	1,52	1,3	—
Sauerstoff	1,105	0,2	—
Stickstoff	0,97	6,3	5,1
Kohlenoxyd	0,967	5,3	7,3
Methan	0,553	24,7	6,9(5—7)
Wasserstoff	0,069	59,6	80,7(—84,1)

Spez. Gewicht des Steinkohlengases	0,41
» » Ballongases	0,225—0,3
Auftrieb für 1000 cbm Steinkohlengas	763 kg
» » 1000 » Ballongas	1000—900 kg.

Die physikalischen Eigenschaften des Ballongases kennzeichnen sich durch die Reinheit von Benzol und die Abwesenheit aller die Ballonhülle ergreifenden schweren Kohlenwasserstoffe und sonstigen Verunreinigungen. Der Geruch ist wesentlich schwächer als beim gewöhnlichen Steinkohlengas, jedoch noch hinreichend, um beim Steigen des Ballons bei offenem Füllansatz den Austritt des Gases gut wahrzunehmen. Die Empfindlichkeit gegen Temperaturschwankungen wird sich nach obiger Analyse auf etwa die Hälfte des gewöhnlichen Leuchtgases berechnen lassen, was von den Luftschiffern mit besonderer Freude begrüßt werden dürfte. Auch bei längerem Aufbewahren in einem stehenden Gasometer verändert sich das spezifische Gewicht nicht; so ergaben z. B. die letzten Messungen an dem jetzt gefüllten Gasometer in Dessau nach 14 Tagen noch dasselbe spezifische Gewicht (0,27) wie bald nach dem Eintritt. Das ist für die Gasanstalten und die Luftschiffer gleich vorteilhaft, weil dadurch eine längere Aufbewahrung und Bereitstellung möglich ist. Die Füllung eines Ballons von 1260 cbm in der Ballonhalle zu Dessau erfordert 3—4 Stunden.

Alle vorstehend angedeuteten Eigenschaften des Ballongases bewährten sich sowohl bei der 6½stündigen Probefahrt des Ballons »Anhalt« am 12. April d. J. als bei der Tauffahrt desselben Ballons am 17. April, die leider wegen Gewitterbildung schnell abgebrochen werden mußte. Der 1200—1260 cbm fassende Ballon, der mit Netz, Korb, Planen und Schlepptau 393 kg wiegt, trug bei der Probefahrt am 12. April drei Personen im Gesamtgewicht von 282 kg außer Proviant, Mänteln etc., außerdem 18 Sack à 20 kg = 360 kg Ballast. Bei der Tauffahrt trug der Ballon vier Personen von zusammen 307 kg Gewicht und Sandballast von 20 Sack à 15 kg = 300 kg.

Mit vorstehendem Resultat sind unsere Versuche in Dessau vorläufig zum Abschluß gelangt und steht das Gas den in Dessau aufsteigenden Freiballons zur Verfügung. Wieweit dasselbe auf anderen Anstalten der Deutschen Kontinental-Gasgesellschaft zur Einführung gelangen wird, hängt von den lokalen Bedürfnissen und Verhältnissen ab.

Ich bin noch auf die geschichtliche Tatsache aufmerksam gemacht worden, daß schon im Jahre 1869 in Dinglers Polytechnischem Journal ein Aufsatz des Apothekers E. Vial aus Paris veröffentlicht wurde über »Fabrikmäßige Darstellung des Wasserstoffgases für Beleuchtungs- und Heizungszwecke«. In diesem Aufsatz ist schon ganz klar auf die Zersetzungsmöglichkeit des gereinigten Steinkohlengases und die dabei entstehende bedeutende Erleichterung und Volumenvermehrung hingewiesen; allein es handelte sich damals darum, dieses »entkohlte Wasserstoffgas« durch Erglühen des Platins zum Leuchten, ferner als Heizmittel und zur Triebkraft bei Gasmotoren zu benutzen. Unmittelbar an diese Veröffentlichung anschließend schreibt aber in derselben Nummer von Dinglers Polytechnischem Journal schon C. Schinz unter der Überschrift »Die Umwälzung in der Gasbeleuchtung« folgendes:

»Ohne genaue Versuche anzustellen, läßt sich die Ökonomie der Darstellung von Wasserstoff durch Dissoziation (Zerfallen) oder durch Spaltung (wie sich Vial ausdrückt) durchaus nicht feststellen, da Kohlenstoff und Wasserstoff sich direkt nicht miteinander verbinden lassen und daher die bei solchen Verbindungen frei werdenden Wärmemengen nicht bekannt sind, aus denen sich auf die Wärmemenge schließen lassen würde, die zu deren Zersetzung notwendig ist. Man kann indessen mit ziemlicher Sicherheit annehmen, daß im günstigsten Falle die Darstellung von 44 cbm Wasserstoff pro 100 kg Steinkohle statt 22 cbm Leuchtgas für dasselbe Kohlenquantum auch doppelt so viel Brennstoff in Anspruch nehmen werde, als zum Leuchtgas erforderlich ist, und folglich werden die 44 cbm Wasserstoff nicht wohlfeiler zu stehen kommen als die 22 cbm Leuchtgas.«

Bei dieser Kritik und bei Unterlassung bezüglicher Versuche war es bisher geblieben. Wie wir oben sahen, würde namentlich die Undichtigkeit der Retorten bei einer solchen Wasserstoffgaserzeugung im großen eine sehr bedeutende Rolle gespielt haben. Auch wäre jenes Verfahren in der Tat wegen des hohen Brennstoffverbrauchs für einen Absatz von Gas zu Leucht- und Heizzwecken wirtschaftlich unmöglich gewesen, und nur, weil die hohen Verteilungskosten für den Absatz von Ballongas wegfallen, ist es in unserem Falle wirtschaftlich möglich.

Jene literarische Reminiscenz bleibt indes dadurch interessant, daß sie zeigt, wie hier wieder einmal eine vorzeitig ausgesprochene Idee wissenschaftlicher Möglichkeit auf einem ganz anderen Boden, unter ganz anderen Voraussetzungen und in ganz anderer Absicht Verwirklichung gefunden hat, als der Urheber ahnte.

Ausstellungsbericht.

Die Luftschiffahrt auf der Weltausstellung in Brüssel.

Die Luftschiffahrt nimmt auf der Brüsseler Weltausstellung keinen so breiten Raum ein, als man bei dem allgemeinen Interesse, welches namentlich den Motorluftschiffen und Flugapparaten entgegengebracht wird, erwarten durfte. Dazu kommt, daß die Ausstellungsobjekte sehr verstreut sind und daher dem speziellen Interessenten die Besichtigung derselben erschwert wird. Durch eine gut zusammengestellte und organisierte Luftschiffahrt-Ausstellung hätte die Leitung der Weltausstellung den gewünschten Clou für die Ausstellung gefunden, welcher der Weltausstellung Brüssel fehlt, da auch auf anderen Gebieten die an sich interessante Ausstellung keine bis dahin erreichte Leistungen bedeutend übertreffende Arbeiten zeigt.

Ausstellungsobjekte auf dem Gebiete der Luftschiffahrt sind in nennenswerter Weise nur in der deutschen, französischen und belgischen Abteilung ausgestellt. Luftschiffe sind nur im Modell ausgestellt, doch befindet sich zur Zeit in der großen Luftschiffhalle bei Etterbeck in der Nähe der Ausstellung das deutsche Luftschiff »Clouth«,

welches bekanntlich die Reise von Köln nach Brüssel durch die Luft zurückgelegt hat. Das Luftschiff wird von Etterbeck aus einige Passagierfahrten unternehmen und dann wieder auf dem Luftwege nach Köln zurückkehren.

Das Luftschiff »La Belgique«, welches ebenfalls von Brüssel aus Fahrten unternehmen sollte, ist bei seiner letzten Fahrt am 21. Juni so stark beschädigt worden, daß die Reparatur desselben bis jetzt noch nicht fertiggestellt worden ist, doch soll das Luftschiff Ende dieses Monats wieder mit seinen Fahrten beginnen. Das Luftschiff »La Belgique« ist streng genommen als französisches Luftschiff zu bezeichnen, da die Ballonhülle und Gondel in den Werkstätten von Godard in Paris hergestellt worden sind. Die Motoren des Luftschiffes sind jedoch belgisches Fabrikat.

Beginnen wir mit der deutschen Ausstellung, so seien zunächst die einzelnen Aussteller aufgeführt. Beachtenswert auf der deutschen Ausstellung für Luftschiffahrt sind die Gebiete Ballonstoffe und Motoren.

Die schönste Ausstellung der Luftschiffmotoren ist die der Adlerwerke in Frankfurt a. M., welche zwei Luftschiffmotoren und einen Flugmotor mit allem Zubehör ausgestellt haben. Dieser beachtenswerte Motortyp wird im Aufsatz »Luftschiffmotoren und Flugmotoren« (Tafeln X und XI) eingehend beschrieben.

Weiter hat die Firma Benz & Co., Mannheim, zwei Luftschiffmotoren ausgestellt.

Die Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart, stellt einen Luftschiff- und einen Fliegermotor aus.

Robert Bosch in Stuttgart stellt seine bekannten Magnet-Zündapparate aus.

Die Continental-Cautschuk- und Gutta-percha-Compagnie, Hannover, zeigt ihre Stoffe für Ballons, Luftschiffe und Flugapparate, ferner Modelle und Abbildungen verschiedener Luftfahrzeuge, für welche Continental-Ballon- und Aeroplanstoffe verwendet sind.

Die gleichen Fabrikate stellt die Firma Metzeler & Co. in München aus. Die Fabrikate dieser beiden größten Fabriken für Ballon- und Aeroplanstoffe werden in einem späteren Aufsatz eingehend beschrieben werden. Erwähnt sei hier nur der neue Aluminiumgummistoff von Metzeler, aus welchem Stoff ein kleiner Luftballon ausgestellt ist. Hierbei ist die Außenseite des Ballonstoffes mit einem glänzenden Aluminiummetallüberzug versehen, indem Aluminiumpulver mittels Lacks auf den Ballonstoff aufgetragen ist.

Die Vorzüge dieses metallisierten Ballonstoffes werden in einem besonderen Apparat auf dem Stand der Firma Metzeler demonstriert. Dieser Apparat besteht aus zwei Gasbehältern von gleicher Größe und gleichem Gewicht des für dieselben benutzten Stoffes, und zwar ist der eine Behälter aus gewöhnlichem gummierten Ballonstoff und der andere aus dem neuen Aluminium hergestellt. Durch elektrische Heizung werden beide Behälter in gleicher Weise erwärmt, wobei die Gastemperatur im Innern der Behälter durch Thermometer abgelesen werden kann. Hierbei zeigt sich im Innern des Behälters des Aluminiumballonstoffes eine um fast 10^0 niedrigere Temperatur als im Behälter aus gewöhnlichem Metzeler-Ballonstoff. Die Metalloberfläche reflektiert demnach einen großen Teil der Wärmestrahlen. Die Gastemperatur im Ballon wird daher weniger durch die Sonnenstrahlung beeinflusst, was sowohl für Freiballons wie Luftschiffe von Vorteil ist.

Dem metallisierten Ballonstoff wird noch der Vorteil nachgerühmt, daß an der sehr glatten Oberfläche die atmosphärischen Niederschläge noch weniger als an gummiertem Ballonstoff haften bleiben und daher die Ge-

wichtszunahme bei Regen und Nebel geringer ist. Ferner soll die Aluminiumschicht die Farbe des Himmels resp. der Wolken reflektieren und daher ein Luftfahrzeug aus diesem Stoff sich vom Hintergrund weniger abheben. Dies wäre namentlich für Militärluftschiffe von Vorteil, weil sie in der Entfernung vom Feinde weniger leicht gesichtet werden. Durch die Aluminiumschicht soll auch die Gummischicht im Ballonstoff besser als durch die Gelbfärbung vor der Zersetzung durch die blauen und ultravioletten Lichtstrahlen geschützt werden und daher der Aluminiumballonstoff eine größere Dauerhaftigkeit aufweisen.

Es sei hierbei bemerkt, daß die italienischen Militärluftschiffe aus einem ähnlichen Ballonstoff hergestellte Gashüllen haben, indem ein gefirnister Seidenstoff außen mit Aluminiumpulver bestrichen ist. Beim Gordon-Bennett der Lüfte Berlin 1908 beteiligten sich zwei italienische Ballons, die ebenfalls aus diesem metallisierten Ballonstoff hergestellt waren, und behaupteten die Führer, daß sie tatsächlich die oben angeführten guten Eigenschaften dieses Ballonstoffes festgestellt haben. Da vor kurzem auch in Deutschland zwei Ballons aus diesem Aluminiumballonstoff hergestellt wurden, wird man bald Gelegenheit haben, sich durch die Praxis von den Vorzügen des Metallüberzugs zu überzeugen. Von Wichtigkeit wären auch Versuche bezüglich Verhaltens des neuen metallisierten Ballonstoffes gegenüber der Luftpolarität, um festzustellen, ob durch diesen Überzug aus Aluminiumpulver die Blitzgefahr erhöht wird.

Ballonstoffe sind noch weiter von den Vereinigten Gummiwarenfabriken Harburg-Wien vorm. Menier und J. N. Reithoffer in Harburg, Wien, Wimpasing und Linden-Hannover ausgestellt. Die Fabrik in Harburg fertigt auch komplette Ballons aus gummiertem Ballonstoff, während die beiden vorgenannten Fabriken Continental und Metzeler nur Ballonstoffe liefern und die Hauptlieferanten der größten Ballonfabrik, der Firma August Riedinger in Augsburg sind. Diese Firma ist ebenfalls auf der Ausstellung vertreten und stellt Modelle und Zeichnungen vieler in den Werkstätten dieser Fabrik ausgeführten Ballons und Luftschiffe aus. Die Firma Riedinger ist auch die Lieferantin der Militärfesselballons für die meisten Staaten und hatte im vorigen Jahre auf der Ila einen solchen Fesselballon im Betriebe vorgeführt, mit welchem die Ausstellungsbesucher aufsteigen konnten. Auf der Weltausstellung in Brüssel fehlt leider ein solcher Fesselballon und man entbehrt so den Genuß, die schöne Ausstellung und Brüssel aus der Vogelperspektive betrachten zu können.

Sehr interessant ist die Ausstellung der Gummiwarenfabrik S. Saul in Aachen. Diese Firma stellt außer Ballon- und Aeroplanstoffen Ballons für sportliche und wissenschaftliche Zwecke aus gummierten Ballonstoffen und aus Gummi aus. Als Spezialität fabriziert die Firma Ballons für Registrierinstrumente, wie die bekannten Tandemballons nach System Hergesell. Für diese Ballons fertigt die Firma einen besonderen Aufhängeapparat mit Kuppelung für die Registrierinstrumente. Eine weitere Spezialität der Firma sind Nebelsignalballons und Leuchtbullons für nächtliche Pilotvisierungen und verschiedene Signalapparate für Luftschiffahrt. Diese Signalballons und Apparate sollen in einem besonderen Aufsatz näher besprochen werden.

An die Ausstellung der Firma Saul, Aachen, schließt sich die Ausstellung des Meteorologischen Observatoriums in Aachen an, welches Observatorium für die Bestimmung von Windrichtung und Windgeschwindigkeit bei dem täglichen Wetterdienst (wie auch die meisten anderen Observatorien) die Saul-

schen Ballons benutzt. Durch Karten und Schaugläser, auf welchen die Kurven über Temperaturen, Luftdruck etc. verzeichnet sind, erhält der Beschauer ein Bild über die Arbeiten dieses bekannten wissenschaftlichen Instituts.

Navigationsapparate für Luftschiffahrt stellt die Firma Spindler & Hoyer in Göttingen aus, ferner Georg Buntenschön in Bahrenfeld, J. & A. Bosch stellen meteorologische Instrumente, Seismographen und Phonographen, aus, Otto Bohne Nachf., Berlin, Barometer, Barographen, Thermographen und Stoskopie für Ballons und Luftschiffe. Diese Instrumente sollen ebenfalls in einem späteren Aufsatz näher beschrieben werden.

Die Firma Richard Gradenwitz, Berlin, bringt in mehreren Modellen die von ihr ausgeführten Anlagen zur Füllung von Luftschiffen mit Wasserstoff aus Stahlflaschenbatterien zur Ausstellung, ferner Prüfapparate zur Prüfung der Ballonstoffe auf Gasdurchlässigkeit, Platz- und Reißfestigkeit. An diese Ausstellung schließt sich die der Firma Eduard Weiler in Berlin-Heinersdorf an, welche Kompressoren und Stahlflaschen zur Verdichtung von Wasserstoffgas, Füll- und Prüfvorrichtungen, Ventile für Stahlflaschen und andere Armaturen ausstellt.

Die Maschinenfabrik A. Borsig in Berlin-Tegel stellt ebenfalls Kompressoren für Wasserstoffgas aus und zwar in der Halle für Automobilwesen und Luftschiffahrt einen kleinen Kompressor von 1,6 cbm minutlicher Leistung bei 200 Atm., in der Kraftmaschinenhalle zwei große Kompressoren. Der kleinere Kompressor wird durch Elektromotor angetrieben, die größeren durch Elektromotoren oder Dampfmaschinen.

Die Erzeugung von Wasserstoffgas ist in einem Modell einer elektrolitischen Wasserstoff-Sauerstoffgewinnungsanlage nach System Schuckert von der Elektrizitäts-A.-G. vorm. Schuckert & Co., Nürnberg, ausgestellt. Außerdem ist das Modell einer stationären und einer fahrbaren chemischen Wasserstoffanlage ausgestellt und Zeichnungen verschiedener ausgeführter Anlagen.

Die Rheinische Metallwaren- und Maschinenfabrik in Düsseldorf-Rath und Sömmerda (Ehrhardt) stellen Geschütze und Munition nach System Ehrhardt zur Beschießung von Ballons- und anderen Luftfahrzeugen aus. Diese Fabrik war bekanntlich die erste, welche ein brauchbares Ballongeschütz, auf einem Automobil montiert, herausbrachte. Ein solches Kriegsaufomobil mit Ballongeschütz ist auch ausgestellt. Ferner Ballongeschütze mit Feldlafette und Ballongeschütze mit Marinelafette. Außerdem stellt diese Firma nahtlos gezogene Hohlkörper aller Art nach dem Ehrhardtschen Preßverfahren aus. Für die Luftschiffahrt interessieren Stahlflaschen für komprimierten Wasserstoff und Stahlrohre.

Schließlich sei von deutschen Ausstellern noch die Ausstellung von Gustav Eyb, Kunstverlag in Stuttgart, erwähnt. Dieser Verlag gibt eine größere Anzahl von Kunstblättern mit Darstellungen auf dem Gebiete der Luftschiffahrt heraus. Von diesen hat namentlich das Kunstblatt, »Die Pioniere der Luftschiffahrt«, das noch der vor kurzem verstorbene Oberstleutnant Mocdebeck zusammengestellt hat, eine große Verbreitung gefunden. Ein anderes bemerkenswertes Kunstblatt ist das Zeppelintriptychon, eine vierfarbige Widergabe des bekannten Ölgemäldes von Prof. Zeno Diemer, München.

In der belgischen Abteilung ist der bedeutendste Aussteller das »Syndikat Aéra«, Brüssel. Auf dem großen Stand desselben sind als bemerkenswertestes Ausstellungsobjekt zwei Propeller im Betriebe ausgestellt und zwar ist die Achse des einen, welcher durch einen Elektromotor angetrieben wird, mittels eines über Rollen geführten Gewichtes derart belastet, daß man den Zug

des Propellers im Verhältnis zur verbrauchten elektrischen Energie des Antriebsmotors ablesen kann. Dieser neue Propeller hat unterteilte Schraubenflügel, indem jeder Flügel aus mehreren dünnen Holzlamellen, die durch Drähte verspannt sind, gebildet wird. In einem späteren Aufsatz über Propellerkonstruktion soll derselbe an Hand von Zeichnungen näher beschrieben werden.

Neben diesem Stand ist ein großes Modell des Luftschiffes »La Belgique« von Goldschmidt ausgestellt. Dieses Luftschiff ist jedoch ebenso wie das gleichfalls im Modell ausgestellte Luftschiff des Syndikats »Aéra« französischen Ursprungs, da das Luftschiff »Belgique« in den Werkstätten von Godard, Paris, gebaut wurde, das Luftschiff »Aéra« in den Werkstätten der Astra-Gesellschaft in Paris. Die Motoren der Luftschiffe sind jedoch belgisches Fabrikat und zwar der bekannten belgischen Automobilfabrik »Germain« und ist ein solcher Motor von 100 PS und ein Motor von 50 PS ausgestellt, ferner Zeichnungen dieser Motoren und Protokolle über Bremsproben mit denselben. Der Benzinverbrauch, die Dauerleistung etc. sind in graphischen Darstellungen zum Ausdruck gebracht. Dieser Motor wird ebenso wie der auf dem gleichen Stande ausgestellte Flugmotor von Pipe in dem Aufsatz über Motoren an Hand von Zeichnungen näher beschrieben werden.

In der französischen Abteilung sind die ausgestellten Flugapparate das interessanteste Ausstellungsobjekt. Diese Ausstellung ist die einzige, welche komplette Flugapparate zeigt; im übrigen sind nur Modelle von Flugapparaten ausgestellt, die nichts bemerkenswertes bieten. Hierbei sei auf die Firma F. Ehrenfeld in Frankfurt a. M. hingewiesen, welche Modelle für Flugapparate fabriziert und als Spezialität in getreuer Nachbildung Modelle der bekannten Typen Wright, Voisin, Farman, Antoinette, Blériot, Grade und Santos Dumont für Schulen und Vorträge liefert. Bei diesen Modellen wird der Propeller durch Aufziehen einer langen Gummischnur angetrieben und fliegen die Modelle, die durchschnittlich eine Länge von ca. $\frac{1}{2}$ m haben, 20—30 m weit.

Flugmaschinen haben in der französischen Abteilung folgende Fabriken ausgestellt: Blériot, Paris-Neuilly, zwei Eindecker seines Systems, Henriot, Paris, einen Eindecker und Robert Esnault Pelterie, Paris-Billancourt, einen Eindecker.

Dieser Eindecker fällt schon von weitem dadurch auf, daß er vollständig mit rotem Aeroplanstoff überzogen ist. Der ausgestellte Flugapparat ist nicht die neueste Type von Esnault Pelterie. Die neueste Type wird im nächsten Aufsatz »Neue Flugapparate« an Hand von Zeichnungen näher besprochen werden.

Die übrigen französischen Flugmaschinentypen sind nur im Modell ausgestellt. Bemerkenswert sind noch einige ausgestellte französische Flugmotoren. So hat die bekannte Automobilfabrik A. Darracq & Co. in Paris-Suresnes ihren Flugmotor mit zwei liegenden Zylindern zur Ausstellung gebracht, der im Aufsatz »Luftschiffmotoren und Flugmotoren« (Tafeln X u. XI) beschrieben wird. Ferner sind die bekannten rotierenden Motoren der Motorenfabrik »Gnome« in Petit-Genevilliers, der Motor von Esnault Pelterie, Type mit fünf Zylindern, der Dreizylindermotor von »Anzani« und der Achtzylinder »Antoinette« ausgestellt.

Neben dem Stand »Gnome«, dem erfolgreichsten Flugmotor, befindet sich der Stand der Firma L. Chauvière, Paris und Frankfurt a. M., welche Firma die bekannte Luftschaube »Integrale« fabriziert, die zurzeit wohl die verbreitetste Luftschaube ist. Bemerkenswert sei, daß fast alle Rekordflüge mit Drachenfliegern mit Anwendung der Luftschaube »Integrale« erreicht worden

sind. Die Firma Chauvière hat das Verdienst, zuerst haltbare Luftschauben von gutem Wirkungsgrad aus Holz herausgebracht zu haben und hat damit nicht unwesentlich zum Fortschritt der Flugtechnik beigetragen. Das Prinzip bei der Herstellung der »Integrale«-Luftschauben, die aus mehreren gegeneinander fächerförmig verdrehten Holzleisten hergestellt wird, wird jetzt für Propeller aus Holz fast allgemein angewandt.

Auch in der französischen Abteilung sind mehrere Luftschiffmodelle, und zwar der Astratype ausgestellt. Es soll auch im Laufe der Ausstellung eines dieser Luftschiffe nach Brüssel kommen, ebenso ein Parseval-Luftschiff, doch hat bisher das deutsche Luftschiff »Clouth« allein die Reise nach Brüssel durch die Luft ausgeführt und damit bewiesen, daß auch diese verhältnismäßig kleine Luftschiff-Type zur Ausführung längerer Fahrten durchaus geeignet ist.

Ansbert Vorreiter.

Die große Flugwoche der Champagne.

Von Kapitän zur See a. D. v. Pustau.

Reims, 9. Juli 1910.

Von der dominierenden Stellung, die Reims sich im Vorjahre durch den ersten wirklich epochemachenden internationalen Flugwettbewerb der Welt erworben hat, wird sich die alte Krönungsstadt der französischen Könige so leicht nicht wieder verdrängen lassen. Erstens schon deshalb nicht, weil der wohlbegründete Ruhm des Meetings der Champagne an sich ausreicht, um die ersten festländischen Aviatiker auch ohne die Zusage von Engagementsgeldern zur Teilnahme zu bewegen, — weiß man doch, daß alle diejenigen, die internationale Wett- oder Schauflüge zu veranstalten vorhaben, sich in Reims ein Rendezvous gegeben haben, von hier die zur Teilnahme aufzufordernden Flieger auszusuchen.

Zweitens aber haben die Veranstalter der Woche der Champagne als erste den durchaus zeitgemäßen Gedanken gehabt, außer dem üblichen Wettbewerb der Flieger eine Konkurrenz der Flugzeugmarken stattfinden zu lassen und dadurch das geschäftliche Interesse der Fabrikanten als Vorspann für ihr Unternehmen zu gewinnen. Der höchste unter allen Preisen, 50000 Frs., ist der »Preis der Konstrukteure«; er fällt dem Konstrukteur derjenigen Apparate zu, die während der ersten 7 Tage des Meetings die größte Summe der Entfernungen durchflogen haben. Nur drei Apparate jeder Marke kommen für die Endberechnung in Betracht, dagegen steht es den Konstrukteuren frei, diese Apparate von einer beliebigen Anzahl von Piloten steuern zu lassen. Wenn beispielsweise Latham sich an irgendeinem Tage indisponiert oder ermüdet fühlen sollte, würde die Antoinettefabrik ohne weiteres einen anderen Flieger auf seinem Apparat weiter mitkonkurrieren lassen.

Welche fördernde Wirkung dieser neue Wettbewerb der Flugzeugmarken auf den Verlauf des Meetings hat, das merkt man hier sehr bald, wenn man sieht, wie Louis Blériot, H. Farman, die Voisins, Levarasseur, Henriot, Savary und alle übrigen Konstrukteure in höchsteigener Person dahinter her sind, daß keine Minute unausgenutzt bleibt. Noch weit bedeutsamer aber ist es, daß auf diese Weise faktisch zum erstenmal die Leistung der Flieger zurückgesetzt wird gegen die der Flugzeuge und Motoren, deren Feststellung für die Zukunft der Fliegekunst selbstverständlich ungleich wichtiger ist als diejenige des persönlichen Schneids oder der Geschicklichkeit und Ausdauer selbst der ausgezeichnetsten Matadore.

Auch die übrigen Wettbewerbe weisen zum Teil mancherlei interessante neue Züge auf, wie die nachstehende Übersicht ergibt.

Distanz: 30000 Frs. (I. 20000, II. 5000, III. 3000, IV. 2000 Frs., für neue Weltrekords 5000 Frs. extra).

Minimum der geforderten Leistung: I. 200, II. 100, III. 75, IV. 50 km.

Totalisation der Distanzen: 30000 Frs. (I. 15000, II. 8000, III. 4000, IV. 3000 Frs.).

Minimum der geforderten Leistung: I. 300, II. 200, III. 150, IV. 100 km. Infolge einer während der Woche getroffenen Bestimmung der Sportkommissare zählen für die Messung der Distanzen nur ganze Runden = 5 km.

Ausscheidungsfliegen für den Gordon-Bennett-Wettbewerb 1910 nur für Flieger französischer Qualität.

Entscheidend für den Sieg sind die besten Geschwindigkeiten über 100 km. Den Gordon-Bennett-Pokal gewann bekanntlich im Vorjahre in Reims Glenn Curtiß (20 km in 15 Min. 50³/₅ Sek.). Um hierauf nicht später zurückkommen zu müssen: Am 5. Juli 1910 in Reims qualifizierten sich diesmal als französische Sieger: 1. Leblanc (Blériot), 100 km (eigentlich 105 km) in 1 Std. 18 Min. 13 Sek., 2. Latham (Antoinette) 1 Std. 24 Min. 58³/₅ Sek., 3. Labouchère (Antoinette) 1 Std. 25 Min. 24 Sek. Nicht plaziert: Mainet (Blériot), de Baeder (Farman), Wagner (Hanriot), Legagneux (Sommer). Frankreich wird somit im Herbst ds. Js. in den Vereinigten Staaten durch 2 Antoinette- und 1 Blériot-Flieger vertreten sein. Die vorjährige Leistung von Curtiß ist übrigens längst überboten, zuletzt in dieser Woche durch Morane (Blériot), der 20 km in 13 Min. 8 Sek. zurücklegte und damit einen neuen Weltrekord aufstellte.

Höhe: 15000 Frs. (I. 10000, II. 5000 Frs.).

Das Minimum der geforderten Leistung: I. 500m, II. 300m wurde schon an den beiden ersten Tagen mehrmals bei weitem überboten.

Höhenmessung durch Barographen und Winkelinstrumente.

Offizierpreis: Für die besten Geschwindigkeiten über 50 km 1. ein Ehrenpreis im Werte von 3000 Frs., II. desgl. von 2000 Frs.

Die Militärbehörde hat 4 aktive Offiziere hierfür designiert, die im Dienstanzuge 4 verschiedene Typen steuern werden, nämlich Lieut. Camermann (Savary), Capitaine Etéré (Wright mit selbsterfundemem Stabilisator), Lieut. Acquaviva (Blériot), Lieut. Féquant (Farman), der kürzlich den großartigen Passagierflug über Land von 150 km vollführte.

Damenpreis: Für die besten Geschwindigkeiten über 10 km zwei Ehrenpreise im Werte von 3000 und 2000 Frs. Einzige Bewerberin ist die Baronin de Laroche.

Passagierpreis: 5000 Frs. für die mit der größten Anzahl von Passagieren zurückgelegte Distanz. — Dies ist eine durchaus unzulänglich definierte Ausschreibung.

Geschwindigkeit über 20 km: 15000 Frs. (I. 10000, II. 3000, III. 2000 Frs.).

Neu ist, daß dieser Wettbewerb in Serien zu je drei Fliegern ausgetragen wird, die mit angedrehtem Motor in gleicher Entfernung von der Startlinie postiert, in Abständen von 1 Min. starten müssen. Wer innerhalb 30 Sek. nach dem betreffenden Signal nicht gestartet ist, scheidet vorläufig aus dem Wettbewerb aus, kann jedoch eventuell in einer späteren Serie von neuem zugelassen werden. Die Sieger jeder Serie konkurrieren weiter in Serien zu Dreien, bis schließlich nur noch drei Konkurrenten übrig sind. Ob diese neue Methode sich in der Praxis bewähren wird, muß sich erst noch zeigen. Die Erwartung, daß man dem Publikum die Spannung eines richtigen Wettfluges bieten könnte, hat sich jedenfalls am ersten Tage, wo dieser Wettbewerb abgehalten wurde, nicht erfüllt, da zu viele Apparate gleichzeitig in der Luft waren, um den Flug des Geschwindigkeitskonkurrenten genau verfolgen zu können.

Tagespreise der Distanz: 14400 Frs., nämlich achtmal 1800 Frs. I. 1000, II. 500, III. 300 Frs. Geforderte Mindestleistungen 30, 20, 10 km.

Tagespreise der Höhe: 7200 Frs., nämlich viermal 1800 Frs. (wie vor). Geforderte Mindestleistung 100 m.

Tagespreise der Geschwindigkeit über 10 km: 7200 Frs. (wie bei der Höhe).

Tagespreise der Totalisation der Distanzen: 16000 Frs., nämlich achtmal 2000 Frs. (I. 1500, II. 500 Frs.).

Totalisation der Höhen: 5000 Frs., (I. 3000, II. 1500, III. 500 Frs.) Für die größten Summen aller in verschiedenen Einzelflügen erreichten Höhen über 200 m.

Besondere Preise:

a) Preis Michel Ephrussi: 10000 Frs. für den schnellsten Flug über Land auf einer Gesamtstrecke von 20—30 km.

b) Mechanikerpreis: Nähere Bestimmungen stehen noch aus.

c) Preis der Motorluftschiffe: 10000 Frs. (I. 7000, II. 3000 Frs.) für den schnellsten Flug über eine Rundstrecke von ca. 65 km.

d) Drachepreis: 10000 Frs. (I. 7000, II. 3000 Frs.) für die höchsten und längsten Aufstiege in einer durch Tragedrachen emporgehobenen Gondel.

e) Distanzpreis der Daily Mail: 25000 Frs. für den Flieger, der bis zum 14. August ds. Js. die größte Gesamtdistanz im Überlandfliegen in England oder Frankreich zurückgelegt hat.

f) Michelinpreis 1910: 20000 Frs. für die größte innerhalb einer abgesteckten Bahn innerhalb des Kalenderjahres in einem Fluge zurückgelegte Distanz, sofern diese größer ist als 234,212 km. (Rekord bis 31. XII. 1909, Farman in Châlons am 3. November 1909.)

Trotz mancher nachahmungswerten Bestimmungen kann man dem vorstehenden Programm vom flugtechnischen Standpunkte aus kein uneingeschränktes Lob zollen. Insbesondere muß es auffallen, daß der Einzel- und nicht der Passagier- resp. Belastungsflug sämtlichen Konkurrenzen zugrunde gelegt ist. Gerade in dieser Beziehung hätte Reims bahnbrechend vorgehen sollen. Ferner ist die Nichtbewertung der Flugdauer ein direkter Fehler, zumal Höhe und Distanz in ein und demselben Fluge ausgefliegen werden können. Denn wer größere Höhen aufsucht, gerät in bezug auf die anzurechnende Distanz dem unten unentwegt weiter Fliegenden gegenüber in Nachteil, obschon seine Gesamtleistung sicher die bessere ist. Diese Ungerechtigkeit wäre vermieden, wenn man statt der Distanzflüge durchweg Dauerflüge eingesetzt hätte. Die Distanzen würden sich ja im Bedarfsfalle mit Leichtigkeit auf Grund der Schnelligkeitswettbewerbe nachträglich errechnen lassen. Endlich vermißt man Ermunterungspreise für Neukonstruktion. Besondere Belohnungen für neue brauchbare Ideen wären um so mehr angebracht, weil die jüngeren Konstruktionen fast nie über so routinierte Flieger verfügen, wie die älteren.

Die abfällige Kritik, die ich anlässlich des Budapester Meetings an die Hineinbeziehung des Überlandflugs von 216 km nach Raab und zurück geknüpft habe, möchte ich übrigens keineswegs auf das Ausfliegen des Ephrussi-preises in dem Wettbewerb von Reims übertragen wissen. Denn einmal handelt es sich hier nur um eine kleinere Strecke (20—30 km) und dann ist für diesen Preis der letzte Tag gewählt, wo die unterwegs etwa vorkommenden Havarien ohne Einfluß auf die Durchführung des Gesamtprogramms bleiben.

Von den 67 gemeldeten Konkurrenten sind überhaupt nicht erschienen: Die beiden Wrightflieger Graf Lambert und Gasnier, der bekannte Blériotflieger de Lesseps wegen eines lohnenderen Engagements in Kanada, und Wiencziers, der sehr verständigerweise seinen neuen »Albatros«-Eindecker mit Gnome-Motor erst gründlich ausprobieren will, bevor er sich damit wieder vor der Öffentlichkeit zeigt. Von den großen Mataloren des Vorjahrs tritt nur noch Latham als Konkurrent auf. Farman und Blériot finden es einträglicher als Konstrukteure zu wirken. Paulhan und Rongier haben das Fliegen vorläufig überhaupt aufgegeben, Curtiß weil in Amerika. 43 französischen Teilnehmern stehen 24 ausländische gegenüber, darunter kein Engländer oder Amerikaner, dagegen 3 Deutsche, nämlich v. Mumm-Reims, Lindpaintner und Alfred Frey, alle drei einer recht guten Klasse angehörend. Wachter war ein in Frankreich naturalisierter früherer Reichsdeutscher. Daß im allgemeinen nur die bewährtesten Flieger gemeldet haben, ist bei dem exzeptionellen Charakter der Flugwoche Reims selbstverständlich.

Von den hier vertretenen Flugzeugtypen sind 8 (ursprünglich 9) Zweidecker und 6 (ursprünglich 7) Ein-

decker (Wright und Albatros zurückgezogen). Das neuere Voisin-Modell de Course (6 Vertreter), dessen Gerüst ganz aus Stahlrohren gefertigt ist, ist hierbei als besonderer Typ neben dem älteren Modell (3 Vertreter) gerechnet (Zeichnung folgt in Heft 14).

Die 16 Farman-Apparate weisen unter sich mannigfache Verschiedenheiten, namentlich in bezug auf den Bau der Schwanzflächen auf, die neuerdings immer mehr mit nur einer Fläche gebaut werden (siehe Heft 9, Tafel V).

Recht interessant ist der zum ersten Male hier in einem Wettbewerbe auftretende Doppeldecker von Goupy, der sich von den älteren Systemen durch die Schrägstellung der Tragflächenstützen und seine kleinen Dimensionen unterscheidet. Obwohl für zwei Personen gebaut, hat dieser Zweidecker bei 7 m Länge und 6 m Breite nur 22 qm Tragfläche. Die Querstabilität wird mittels Flügelklappen in Verlängerung der Tragflächen beeinflusst. Räder und Kufen mit Gummifederung. Der 50 PS-Gnome-Motor verleiht diesem sehr ansprechenden und nur 300 kg wiegenden, daher äußerst handlichen Flugzeuge schon bei 800 Umdrehungen eine recht gute Geschwindigkeit.

Der Zweidecker von Savary (3 Apparate) weicht schon weit mehr von den älteren Typen ab, da er zwei Schrauben eigener Konstruktion von 2,20 m Durchmesser hat, die nur 500 Umdrehungen machen. Das vordere Höhensteuer fehlt, wohl aber hat das Gerüst eine weit vorspringende sehr stark gebaute Fortsetzung nach vorne zu, um den Tragflächen Halt zu gewähren. Einsitzer; 30 qm Tragfläche; 425 kg Gewicht bei 9 m Länge, 8,50 m Breite; Flügelklappen; 60 PS E-N-V-Motor. Der Apparat hat hier einige gelungene Flüge gemacht, aber das Zweischraubensystem erregt bei vielen Fachleuten Bedenken.

Der Zweidecker von Bréguet fällt durch sein Äußeres sogleich auf und macht einen sehr soliden Eindruck. Das vordere Höhensteuer fehlt, dagegen befinden sich zwischen den beiden Tragflächen kleine vertikale Stabilisationsflächen. Statt Federn oder Kautschuk hat Bréguet im Anlaufgestell eine Öl-Pneumatikfederung eigener Erfindung eingebaut, die auch bei den härtesten Landungen tadellos funktionieren soll. Gewicht 580 kg. Es ist wohl denkbar, daß die besonderen Einrichtungen dieses interessanten Flugzeugs weitere Nachahmung finden. (Siehe Aufsatz »Neue Flugapparate« in Heft 14).

Nun zu den Eindeckern.

Von den 11 Blériot-Apparaten sind die neueren bedeutend solider gebaut als die älteren, um die stärkeren Motoren (Gnome 50 bis 100 PS!) tragen zu können. Auch ist die Krümmung der Tragflächen schwächer, um größere Geschwindigkeiten zu erzielen. Die Stabilität hat darunter nicht gelitten, im Gegenteil wurden ganz hervorragende Gleitflüge aus großen Höhen mit den neuen Blériot-Apparaten ausgeführt. (Siehe Heft 12, Tafel IX).

Die 5 Antoinette-Apparate sind alle von der bekannten Bauart (Heft 12, Tafel IX). Über die Hanriot-Flugzeuge (3 Exemplare) habe ich bereits von Budapest aus berichtet. Der Talier- und Werner-Pischof-Eindecker ist den Lesern dieser Zeitschrift ebenfalls bekannt.

Neu dagegen ist der Monoplan Nieuport (3 Exemplare), der sich durch sein geringes Gewicht von nur 225 kg und dadurch auszeichnet, daß er einen Darracq-Motor mit Luftkühlung von nur 22 PS besitzt. Tragfläche 14 qm. Kufen und Räder mit Flachfederung. Länge 7 m. Breite 840 m. Einsitzig, ob dieses Zurückgehen auf die leichte Bauart der ältesten Periode (Santos-Dumont) sich auf die Dauer bewähren wird, muß sich erst noch zeigen.

Das interessante Ergebnis der ersten Flugtage ist die große Überlegenheit der Eindecker über die Zweidecker. Schon von Budapest aus wies ich darauf hin, daß mit dem Einbau stärkerer und zuverlässigerer Motoren die Monoplane den Biplanen wieder vorbeizukommen schienen, und daß sie unter sonst gleichen Verhältnissen schneller sein würden als diese, ist ja nie bezweifelt worden. Aber das hätte niemand erwartet, daß sie sich bei starken Winden so viel besser bewähren würden, wie sich das hier gezeigt hat. Wir haben es in Reims tatsächlich erlebt, daß während zweier Stunden kein einziger Zweidecker, des starken Stoß-

windes wegen aufzusteigen wagte, und während dieser Zeit flogen mehrere Antoinette-, Blériot- und Hanriot-Apparate mit größter Seelenruhe Runde um Runde ab. Auch von den ausgezeichneten Gleitflügen der Eindecker, wie man sie wenigstens den kleineren Typen bisher nicht zutraute, war bereits die Rede. Der betrübende Todessturz des Antoinette-Piloten Wächters am ersten Tage ist nicht ohne weiteres auf das Konto der Eindecker zu schreiben. Der Wind war damals nur schwach. Man nimmt an, daß er mit unveränderter Tourenzahl steil absteigend eine Geschwindigkeit erreichte, der die Flügelkonstruktion nicht standhielt, zumal das Flugzeug vorher bei starkem Regen und Winde sehr scharf in Anspruch genommen und vielleicht nicht mit ganz der erforderlichen Sorgfalt in allen Teilen nachgespannt war. Übrigens haben sich ja gerade die Antoinetteapparate (wegen ihrer großen Geschwindigkeit?) von jeher als vorzügliche Sturmflieger erwiesen.

In der zweiten Hälfte dieses Meetings kann sich noch manches ereignen, was den alten Ruhm der Zweidecker nach manchen Richtungen wieder herstellt. Überhaupt darf man nicht übersehen, daß sie in einem Programm, das ganz auf Schnelligkeit und Distanzen zugeschnitten ist, und das ferner die Belastungsflüge nur ungenügend bewertet, die Zweidecker stark benachteiligt sind. Ein abschließendes Urteil über den Wettkampf zwischen Ein- und Zweideckern soll deshalb erst abgegeben werden, wenn die Woche beendet ist. Von den bisherigen Flugergebnissen sei hier nur angeführt, daß die Antoinettes und Blériots alle bisherigen Geschwindigkeitsrekorde bei weitem geschlagen haben, und daß auch in bezug auf die Totalisation der Distanzen die Eindecker mit erheblichem Vorsprünge die Führung haben.

Latham ist gegenwärtig der Held des Flugfeldes von Reims. Nachdem er am 7. Juli einen neuen Dauerrekord aufgestellt hatte, gönnte er sich wenige Minuten Ruhe; bereits um 5 Uhr 30 Min. stieg er zu einem Höhenflug von neuem auf. Immer kleiner und kleiner wurde der Apparat, bis er schließlich als kleiner Punkt am grauen Himmel erschien. Kurze Zeit nach Lathams Start stieg Moran mit seinem Blériot-Eindecker auf und folgte ihm in die Höhe. Bald hatte er Latham erreicht, und jetzt schwebten zwei winzige Punkte über dem Flugfeld von Béthény. Plötzlich war der eine, kleinere Punkt verschwunden. Latham war in 1384 Meter Höhe in den Wolken verschwunden. Eine Viertelstunde — und die Menge wurde schon ungeduldig. Da endlich nach 20 Minuten tauchte er in der Ferne über der Stadt Reims wieder auf, immer noch in beträchtlicher Höhe, aber doch bereits deutlich sichtbar. Er hatte über 10 Kilometer in den Wolken durchgeflogen. In weitem Bogen kehrte er nach dem Flugfeld und Startplatz zurück, wo unterdessen auch Morane wieder gelandet war.

Latham über seinen Wolkenflug.

Als Latham in der Nähe seines Schuppens landete, war er zwar feucht, doch froher Laune. »Ich bin niedergegangen,« so erzählte er über seinen Flug durch die Wolken, »weil ich mich inmitten der Wolkenschichten nicht mehr orientieren konnte. Mein Horizontalsinn war abhanden gekommen. Als ich in die Wolken hineinflog, wußte ich vollkommen Bescheid; als ich aber höher stieg und auch unter mir weiter nichts wie dahinziehende Wolken sah, da wußte ich nicht mehr, ob ich gerade oder im Bogen, horizontal oder seitlich geneigt dahinflog. Die unter, über und neben mir dahinziehenden Schichten verwirrten mir die Sinne. Ich mußte daher meinen Plan, noch höher zu steigen und einen neuen Höhenrekord aufzustellen, fahren lassen und absteigen.

Die Baronin de la Roche flog am 8. Juli in einer Höhe von etwa 40 Meter, als plötzlich infolge Motordefekts ihr Apparat herabstürzte und zerbrach. Die Baronin brach den linken Arm und das rechte Bein und zog sich auch schwere Verletzungen am Kopf zu.

Sportliche Nachrichten.

Ergebnisse der großen Flugwoche in Budapest.

I. Dauerpreis: I. (10000 Kr.) Wagner (Eindecker Hanriot) 2 Std. 3 Min. 47 Sek.; II. (4000 Kr.) Illner (Ein-

decker Etrich) I Std. 45 Min. 40 Sek.; III. (2000 Kr.) Kinet (Zweidecker Farman) I Std. 44 Min. 50 Sek.; IV. (600 Kr.) Warchalowski (Zweidecker »Vindabona«) I Std. 13 Min. 29 Sek.

2. Distanz: I. (10000 Kr.) Wagner 137,4 km; II. (4000 Kr.) Kinet 103,7 km; III. (2000 Kr.) Warchalowski 75 km; IV. (600 Kr.) Illner 63,1 km.

3. Geschwindigkeit: I. (10000 Kr.) Latham 76,8; II. (4000 Kr.) Jullerot (Zweidecker Farman) 73,4; III. (2000 Kr.) Paulhan 71,2; IV. (600 Kr.) Wagner 70,6 km/Std.

4. Langsamkeit: I. (5000 Kr.) Alfred Frey 50,9; II. (2000 Kr.) Amerigo (Zweidecker Roger Sommer) 52,2; III. (1000 Kr.) Warchalowski 52,2 km/Std.

5. Höhe: I (10000 Kr.) Paulhan (Zweidecker Farman) 1060 m; II. (4000 Kr.) Latham (Eindecker »Antoinette«) 858 m; III. (2000 Kr.) Illner 449 m; IV. (600 Kr.) Chavez (Zweidecker Farman) 443 m.

6. Belastungspreis: Passagierflug I. (5000 Kr.) Engelhardt (Zweidecker Wright) I Std. 5 Min.; II. (2000 Kr.) Kinet 49 Min. 47 Sek.; III. (1000 Kr.) Paulhan 44 Min. 23 Sek.

7. Startpreis: Für den kürzesten Anlauf I. (3000 Kr.) Paulhan 11,05 m (hierzu noch eine Rekordprämie von 2000 Fr.); II. (1000 Kr.) Warchalowski 46 m.

8. Jungfernpreis für Piloten, die bis dahin noch an keinem Preisfliegen teilgenommen haben. I. (5000 Kr.) Wagner 2 Std. 3 Min. 46,8 Sek.; II. (2000 Kr.) Kinet I Std. 45 Min. 40 Sek.

9. Preis für Neukonstruktion: I. (5000 Kr.) Illner I Std. 45 Min. 40 Sek.; II. (2000 Kr.) v. Bischof (Eindecker eig. Konstruktion) 48 Min. 25 Sek.; III. (1000 Kr.) Szekelyi (Eindecker eigener Konstruktion) 6,8 Sek.

10. Nationalpreis: I. (7000 Kr.) v. Horvath (Eindecker eigener Konstruktion) 8 Sek.; II. (3000 Kr.) Szekelyi 6,8 Sek.; III. (1500 Kr.) Adorjan (Eindecker eigener Konstruktion) 5,0 Sek. Die ungarischen Flugmaschinen haben es daher nur zu Luftspringen gebracht.

11. Qualitätspreis für die in den meisten Wettbewerben erfolgreich gewesenen Flieger: I. (5000 Kr.) Wagner 112 Punkte; II. (2000 Kr.) Latham 84 Punkte; III. (1000 Kr.) Kinet 77 Punkte.

12. Gesamtdauer der Flugzeit: I. (10000 Kr.) Kinet 12 Std. 15 Min. 28 Sek. (einschließlich des 10. und 11. Flugtages am 16. und 17. Juni); II. (4000 Kr.) Wagner 11 Std. 10 Min. 54 Sek. (bis zum 9. Flugtage, 15. Juni abends, erster Sieger); III. (2000 Kr.) Efimoff 4 Std. 37 Min. 44 Sek. (lag 6 Tage infolge seines Sturzes im Hospital).

13. Trostpreis: I. (5000 Kr.) André Frey 2 Std. 8 Min. 45 Sek.; II. (2000 Kr.) Baronin de la Roche (Zweidecker Voisin) 45 Min. 9 Sek.; III. (1000 Kr.) Bielovucic (Zweidecker eigener Konstruktion) 37 Min. 4 Sek.

Der Reisepreis Budapest—Raab wurde nicht ausgeflogen.

Die gewonnenen Geldsummen verteilen sich wie folgt: Wagner 50200 Kr.; Kinet 24500 Kr.; Latham 24000 Kr.; Paulhan 21200 Kr.; Illner 16400 Kr.; Jullerot 9600 Kr.; Warchalowsky 7000 Kr.; Efimoff 5800 Kr.; Engelhardt 5400 Kr.; Alfred Frey 5000 Kr.; Chavez 2400 Kr.; v. Bischof 2400 Kr. und einen wertvollen Ehrenpreis für den mißglückten Reiseflug nach Raab; Baronin de la Roche 2000 Kr. und 10000 Kr. als Extragabe von den Damen Budapests; Amerigo 2000 Kr.; Bielovucic 1000 Kr.; Wiencziers 800 Kr.

Patentschau.

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen.

Klasse 77 h.

Einspruch bis 8. August 1910.

B. 56687. Vorrichtung zum Ein- und Ausfahren von Luftschiffen in und aus Hallen. Gustav le Bell, Essen, Ruhr, Rüttenscheiderstr. 107. 10. 12. 09.

Einspruch bis 12. August 1910.

H. 43101. Flugmaschine mit Wendeflügelrädern, deren Flügel senkrecht zueinander an gemeinsamen Achsen einseitig angeordnet

sind. August Hiepert, Konrad Kadlec und Gustav Schlöber, Holthausen b. Düsseldorf. 7. 3. 08.

S. 27661. Luftballonventil. Siemens-Schuckert Werke, G. m. b. H., Berlin. 21. 10. 08.

U. 3455. Luftschiff mit zerlegbarem Traggerüst. Richard Ulrich, Berlin, Pallasstr. 8/9. 15. 8. 08.

Einspruch bis 15. August 1910.

B. 54526. Linsenförmiges Luftschiff. Ernst Bucher, Heidelberg. 10. 6. 09.

II. 44526. Luftschiff mit äußerem, den Traggasraum allseitig umgebenden Preßgasraum. Dr. Fritz Huth, Rixdorf, Böhmische Str. 46. 25. 8. 08.

K. 40328. Verfahren zum Antriebe der Flügel von Flügelfliegern. Heinrich Kohut, Mährisch Ostrau, Österreich.

K. 42095. Einrichtung an Luftschiffen und Ballons zur Verhinderung von Gasverlusten in höheren Luftschichten. Hugo Keitel, Düsseldorf, Lindemannstr. 9. 8. 9. 09.

R. 27084. Luftschiff. C. G. Rodeck, Pansdorf b. Lübeck. 26. 9. 08.

Einspruch bis 19. August 1910.

B. 57350. Ballonsicherung und Verankerung. Sigismund Baudurski, Posen, Glogauerstr. 87. 1. 2. 10.

Sch. 29869. Drachenflieger. Paul Schneider, Tegel, Hauptstraße 28. 6. 4. 08.

Einspruch bis 26. August 1910.

G. 30625. Einrichtung zum Einbringen von Luftfahrzeugen in Hallen. Gesellschaft für Ausführung freitragender Dachkonstruktionen, in Holz System »Stephan« G. m. b. H., Düsseldorf. 22. 12. 09.

St. 13300. Vorrichtung zum Landen und Abfliegen von Luftfahrzeugen. Heinrich Strieffler, Landau, Pfalz. 7. 9. 08.

St. 13527. Vorrichtung zum Landen und Abfliegen von Luftfahrzeugen; Zus. z. Anm. St. 13300. Heinrich Strieffler, Landau, Pfalz. 26. 11. 08.

St. 13776. Vorrichtung zum Landen von Luftfahrzeugen; Zus. z. Anm. St. 13300. Heinrich Strieffler, Landau, Pfalz. 20. 2. 09.

St. 14092. Vorrichtung zum Abfliegen und Landen von Luftfahrzeugen; Zus. z. Anm. St. 13300. Heinrich Strieffler, Landau, Pfalz. 24. 5. 09.

Einspruch bis 29. August 1910.

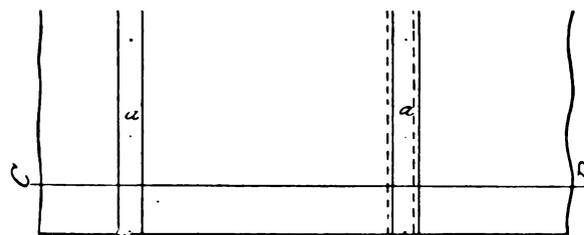
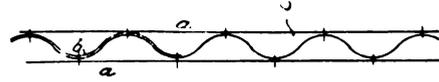
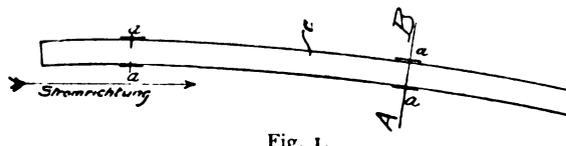
N. 11030. Ballastsack. Enno Neubert, Frankfurt a. M., Habsburgerallee 37. 28. 10. 09.

Einspruch bis 3. September 1910.

M. 35148. Luftschiff mit starrem Ballonkörper. Johannes Massohn, Hamburg, Paulinenplatz 2. 30. 5. 08.

Patent-Erteilungen:

222 266. Gleitfläche für Luft- oder Wasserfahrzeuge. Dr.-Ing. Hans Reißner, Aachen. — Der Gegenstand der



Zu Nr. 222 266.

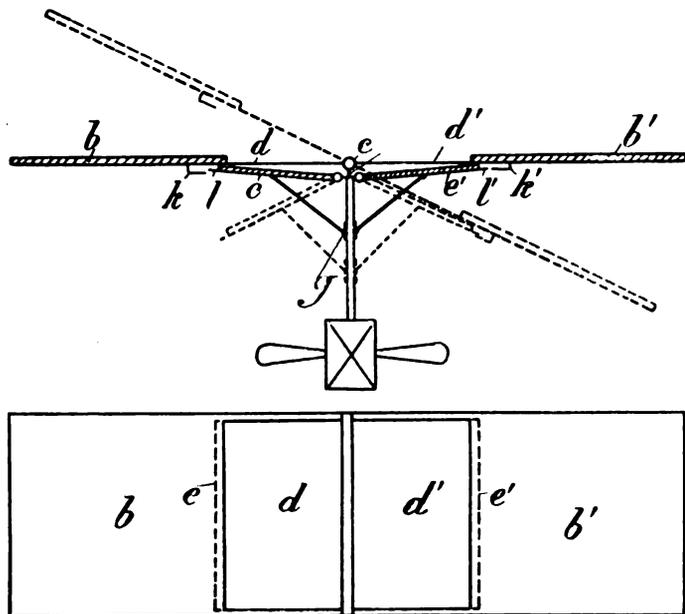
Erfindung betrifft die zum Gleiten in Luft oder Wasser bestimmten Flächen, d. h. Drachenflächen, Steuerflächen, Propellerflächen u. dgl., und besteht in der Herstellung von besonders leicht Luft oder Wasser

schneidenden Flächen, die auch die Forderungen der Festigkeit, Leichtigkeit, bequemen Herstellbarkeit und Wetterfestigkeit erfüllen. Solche Flächen sind bisher entweder aus vollen Holzplanken und Metallblechen oder aus Quer- und Längsrippen mit Stoffbezug hergestellt worden. Beide Ausführungen leiden an dem Übelstand, daß sie infolge ihrer Dicke oder der aus der Fläche hervortretenden Rippen einen hohen schädlichen Widerstand besitzen, daß sie, aus Holz angefertigt, nicht formbeständig sind, aus Metallprofilen schwierig herstellbar sind. Der Stoffüberzug zeigt ferner große elastische und bleibende Formänderungen an der unrichtigen Stelle, große Oberflächenreibung und erfordert besondere Diagonalversteifungen. Diese Nachteile sollen durch eine neuartige Ausbildung der Tragflächen vermieden werden, wie sie in Fig. 1 im Längsschnitt, Fig. 2 im Querschnitt und in Fig. 3 in der Ansicht der Tragflächenkante von oben dargestellt ist. Eine gewellte, dünne Platte *c*, bei der die Wellenberge und -täler in der Bewegungsrichtung verlaufen, erhält die quer zur Bewegungsrichtung notwendigen Hauptrippen durch beiderseitig auf den Wellen befestigte Bänder *a*, so daß zwei Bänder mit den dazwischenliegenden Wellen eine zug-, druck-, biegungs- und knick-feste Gurtung bilden. In der Bewegungsrichtung entstehen so nur sehr kleine Widerstände, und die Diagonalversteifung von einer Rippe zur anderen wird schon durch die gewellte Platte selbst besorgt. Im Falle, daß die zwischen den Gurtungsbändern liegenden, als Vergitterung dieser Gurtung wirkenden Wellen für die Aufnahme der Querkkräfte der Gurtung zu schwach sind, ist eine Verstärkung der Wellen an der betreffenden Stelle durch ein aufgelegtes Wellenband *b* beabsichtigt.* Die Wellen können runde oder eckige Form haben.

Patent-Anspruch:

Gleitfläche für Luft- oder Wasserfahrzeuge, dadurch gekennzeichnet, daß eine gewellte, dünne Platte, bei der die Wellenberge und -täler in der Bewegungsrichtung verlaufen, quer zur Bewegungsrichtung auf beiden Seiten mit Bändern verbunden wird, um die Gleitfläche ohne erhebliche Vergrößerung des Bewegungswiderstandes zu versteifen.

221 328. Heeren, Paris. Vorrichtung zur Aufrechterhaltung der Stabilität von Flugmaschinen. — Ein Flächenpaar *bb'* schwingt um die Achse *c*; Aussparungen *dd'* der Flächen werden in horizontaler Lage derselben von zwei unterhalb *c* angelenkten, mittels der verschiebbaren Muffe *g* zwangläufig verbun-

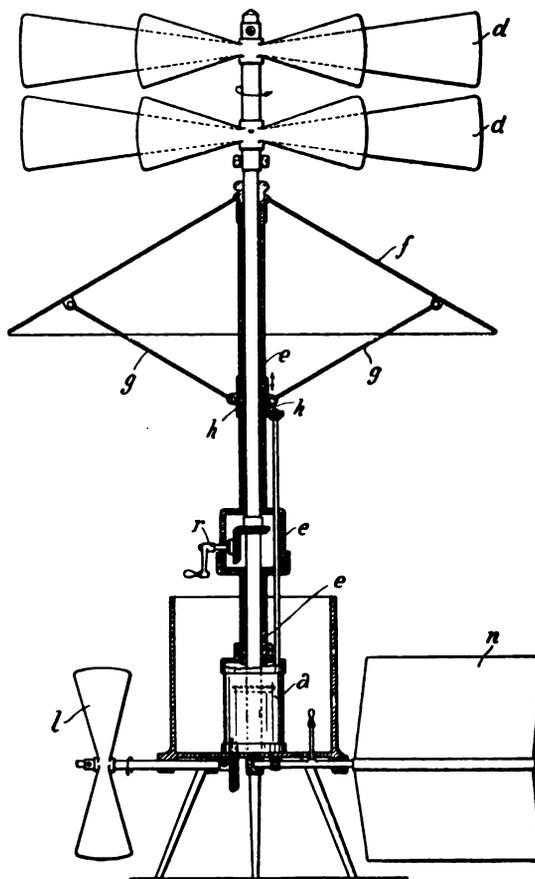


Zu Nr. 221 328.

denen Klappflügeln *ee'* verdeckt. Bei Schrägstellung des Flächenpaares (z. B. durch Windstoß) bleibt die Aussparung der gesenkten Fläche bedeckt, während die andere Aussparung dadurch freigegeben wird, daß der entsprechende Klappflügel sich symmetrisch zum anderen einstellt. Die Klappflügel drehen dann infolge des auf sie wirkenden Luftdruckes das Flächenpaar automatisch in die horizontale Lage zurück. *l, k, l'* und *k'* sind Verriegelungen.

221 458. O. v. Krempelhuber, Eichstätt. Schraubenflieger mit beweglichem Fallschirm. — Ein Motor *a* treibt die Auftriebsschrauben *d*, deren Welle in der Hülse *e* gelagert ist. Unterhalb der Schrauben ist ein regenschirmartiger Fallschirm *f* an der Hülse gelagert; seine radial angelenkten Versteifungsstangen *g* greifen an einer auf *e* verschiebbaren Muffe *h* an. Diese steht in geeigneter Weise mit der Motorsteuerung in Verbindung, so daß durch die beim Steigen und Fallen eintretende Fallschirmbewegung eine selbsttätige Regulierung des Motors stattfindet zu dem Zwecke, den Schrauben-

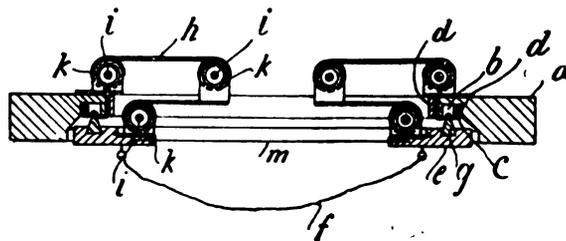
flieger in einer bestimmten Höhe zu halten. Unterhalb der Gondel ist eine Vortriebsschraube *l* und ein Steuer *n* vorgesehen. Bei Versagen des Motors soll eine Handkurbel *r* in Funktion treten (!).



Zu Nr. 221 458.

221 607. W. Rettig, Berlin. Ballonhülle. — Rettig schlägt vor, die eigentliche Hülle (abgesehen von den versteifenden Elementen) aus Holz herzustellen, damit sie erhöhten Gasdruck aushalten kann. Zu diesem Zweck sollen dünne Holzplatten auf einem Holzgitterwerk (vgl. die Besprechung des französischen Patentes 406 179 unter »Holzluftschiffe« in Nr. 11 d. Zeitschr.) befestigt werden, und zwar einfach oder in mehreren Lagen, die dann — wie beim Bootsbau bekannt — diagonal übereinander gelegt und mit einer Zwischenlage aus gefirnistem oder gummiertem Baumwollstoff, Goldschlägerhaut oder sonst geeignetem Material zusammen vernietet oder verleimt werden sollen. Auch ohne Versteifung durch sein Holzgitterwerk glaubt Rettig mit dieser Hülle auskommen zu können. Ein Luftballonet im Innern der starren Hülle soll — wie Meusnier schon vorgeschlagen — eine Auftriebsregelung durch Gaskompression herbeiführen. Der Anspruch geht auf die Verwendung von Holzplatten zur Ballonhülle.

221 509. Vereinigte Gummiwarenfabriken Harburg-Wien vorm. Menier-J. N. Reithofer, Harburg a. E. Federndes Ballonventil. — Ein in einen Teller *l* eingelassener Gummiring *g* wird in bekannter Weise gegen eine Membrane *c* gedrückt, die von den Ringen *d* in der Fassung *a* gehalten wird. Zur Gewichtsersparnis



Zu Nr. 221 509.

ist ein Teil des Tellers ausgespart und von Ballonstoff *m* bedeckt. Nach der Erfindung steht der Teller mit der Fassung durch an vier Stellen angeordnete flache Streifen *h* in gelenkiger Verbindung. In den Hülsen *i* gelagerte Federn *k* sind bestrebt, den Teller *e* nach oben zu ziehen und somit den Ring gegen die Membrane zu pressen. Die Öffnung des Ventils erfolgt bei Ziehen an der Leine *f*.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR

DR.-ING. F. BENDEMANN

DR. S. FINSTERWALDER

DR.-ING. V. PARSEVAL

PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

DR. FRITZ HUTH

VORSITZENDER DES VEREINS
DEUTSCHER FLUGTECHNIKER

E. JOSSE

PROFESSOR AN DER TECHN. HOCH-
SCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. H. REISSNER

PROFESSOR AN DER K. TECHN.
HOCHSCHULE AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

30. Juli 1910.

Heft 14.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München
Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlins“.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. S. 177.
Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers. Von Mich. Gabriel, Oberingenieur. (Mit Tafel XII.) S. 180.

Neue Flugapparate. (Mit Tafel XIII.) Von Ansbert Vorreiter. S. 181.
Ergebnisse und Lehren der grossen Flugwoche der Champagne. Von Kapitän zur See a. D. v. Pustau. S. 185.
Sportliche Nachrichten. S. 191.

Die Versuchsanlage für Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.)

Die vergleichende Bewertung der Versuchsergebnisse.

Da eine gute Luftschraube stets aus einem Kompromiß zweier sich widerstreitender Vorteile hervorgeht, ist die Bewertung ihrer Güte nach einem einheitlichen Vergleichsmaßstab nicht möglich. Die Schraube soll erstens eine gute Ausnutzung der aufgewandten Antriebsleistung geben, d. h. einen hohen Axialschub auf die Pferdestärke; sie darf zweitens nicht übermäßig groß und schwer sein, d. h. ihre Flächenausnutzung oder der Axialschub auf die Flächeneinheit darf nicht zu klein sein. Bei allen Schrauben sinkt aber stets die Kraftausnutzung mit steigender Flächenausnutzung und umgekehrt. Wo die günstigsten Werte liegen, das hängt von den Verwendungsbedingungen im einzelnen Falle ab, je nach der größeren oder kleineren Bedeutung guter Kraft- oder guter Raumausnutzung. Für uns kommt es also hauptsächlich darauf an, dem Konstrukteur die Unterlagen zur Entscheidung im Einzelfalle in möglichst einfacher und übersichtlicher Form an die Hand zu geben.

Zur Bewertung nach der Kraftausnutzung werden wir eine neue, sehr einfache und übersichtliche Beziehung zugrunde legen, die sogleich abgeleitet werden soll. Für die Bewertung nach der Flächenausnutzung benutzen wir eine in der Hauptsache zuerst von Prof. S. Finster-

walder (1906 in privaten Mitteilungen an uns) begründete, seither im Austausch mit Prof. Prandtl vervollständigte Theorie.

Wir beschränken uns hier auf den für unsere Versuche allein in Frage kommenden Fall der am festen Punkt in ruhender Luft betriebenen Schraube. Die Anwendung auf Treibschrauben haben wir schon bei anderer Gelegenheit dargelegt.¹⁾

Der Axialschub P und die Antriebsleistung L wachsen in verschiedener Weise mit der Umlaufzahl; diese nämlich mit um eine Einheit höherer Potenz als jene. Die Kraftausnutzung P/L nimmt also für ein und dieselbe Schraube ganz verschiedene Werte an und kann an sich nicht als Vergleichsmaß dienen. Wir können den maßgebenden Bestandteil in P/L aber leicht herauschälen, indem wir L in seine Faktoren, Drehmoment M und Winkelgeschwindigkeit ω , zerlegen. Es ist also

$$\frac{P}{L} = \frac{P}{M \cdot \omega}$$

P und M hängen nun stets dadurch in einfacher Weise zusammen, daß sie die in axialer und in tangentialer Richtung genommenen Komponenten der am Schraubenflügel angreifenden Mittelkraft des Luftwiderstandes enthalten. Wir wissen nun im allgemeinen, daß die Luftkräfte bei zunehmenden Geschwindigkeiten, während sie an Größe wachsen, ihre Richtung und Lage nicht verändern und, was daraus zu schließen ist, daß das aerodynamische Strömungssystem sich bei verschiedenen Geschwindigkeiten geometrisch ähnlich bleibt. Daraus folgt unmittelbar, daß das Verhältnis P/M für die gleiche Schraube einen bei allen Winkelgeschwindigkeiten fest-

¹⁾ Zeitschr. d. Vereins Deutscher Ingenieure 1910, S. 790 u. f.

bleibenden Wert hat. Denken wir uns nun dieselbe Schraube in anderem Maßstabe geometrisch ähnlich hergestellt, so können wir weiterhin die Annahme machen, und wir werden sie durch Versuche bestätigt finden, daß auch dann geometrisch ähnliche Luftbewegungssysteme entstehen werden. Die Größe P/M hat, da M das Produkt einer Kraft in eine Länge darstellt, die Dimension 1 : Länge. Folglich verhalten sich die Werte P/M bei ähnlichen Systemen umgekehrt wie die Längen. Wählen wir als bezeichnendes Längenmaß den Radius R der Flügelspitzen, so können wir also schreiben

$$\frac{P}{M} = \frac{\text{konst.}}{R} \quad \text{oder} \quad \frac{P}{M} \cdot R = \text{konst.} = C.$$

Die Kraftausnutzung wird nun für die ganze Schar ähnlicher Schrauben:

$$(I) \quad \dots \quad \frac{P}{L} = \frac{P}{M\bar{\omega}} = \frac{C}{R \cdot \bar{\omega}},$$

oder, wenn wir die Umfangsgeschwindigkeit $u = R \cdot \bar{\omega}$ einführen,

$$(Ia) \quad \dots \quad \frac{P}{L} = \frac{C}{u}.$$

Die Kraftausnutzung ist also bei einer Schar ähnlicher Schrauben gleich, wenn sie mit gleicher Umfangsgeschwindigkeit gedreht werden, und sie sinkt proportional mit wachsender Umfangsgeschwindigkeit. Abgelöst von dieser allgemeinen Gesetzmäßigkeit gibt die Größe $C = \frac{P}{M} \cdot R$ den einfachsten und sehr bequemen Vergleichsmaßstab für die einem bestimmten Schraubentypus eigene Kraftausnutzung.

Die hierin liegende Erkenntnis war schon in den gewissermaßen klassischen, besonders im Ausland viel benutzten Vergleichsformeln von Ch. Renard enthalten. Durch Verquickung mit den hier ausgeschiedenen, auch dort vorausgesetzten Gesetzmäßigkeiten ergaben sich aber verwickelte und in ihrem Verlauf schwer zu übersehende Exponentialausdrücke.

Aus der Gleichung (Ia) ergibt sich, daß die Kraftausnutzung sich dem Wert unendlich nähert, wenn die Umfangsgeschwindigkeit auf Null herabsinkt. Eine theoretische Grenze ist der Kraftausnutzung also nicht gezogen. Aber auch für den Wert der Konstanten C gibt es, wie weiterhin gezeigt wird, keine theoretische Grenze. Er kann im Falle einer idealen Schraube unendlich große Werte annehmen.

Die Beziehung (I) ist nicht abhängig von einer Voraussetzung über das Gesetz, nach welchem die Luftkräfte mit der Winkelgeschwindigkeit zunehmen. Dem Weiteren stellen wir aber zweckmäßig die bei den Versuchen natürlich stets nachzuprüfende, im allgemeinen aber zutreffende Annahme voran, daß die Widerstandsmittelkraft und darum auch P und M mit dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit wachsen. Die Proportionalitätsgrößen in den entsprechenden Ausdrücken nennen wir \mathfrak{P} bzw. \mathfrak{M} , schreiben also

$$P = \mathfrak{P} \cdot \omega^2; \quad M = \mathfrak{M} \cdot \bar{\omega}^2.$$

Bei den Versuchsberechnungen ersetzen wir hierin später $\bar{\omega}$ durch die minutliche Drehzahl n , bzw. um unbequeme Dezimalen zu ersparen, durch $\frac{n}{100}$. Da P und M außerdem, wie die Luftkräfte bekanntlich im allgemeinen, der Dichtigkeit der Luft proportional sind, so reduzieren wir \mathfrak{P} und \mathfrak{M} immer sogleich auf eine mittlere Dichtigkeit γ_0 , rechnen also:

$$\mathfrak{P} = 10^4 \frac{P}{n^2} \cdot \frac{\gamma_0}{\gamma}; \quad \mathfrak{M} = 10^4 \frac{M}{n^2} \frac{\gamma_0}{\gamma}.$$

Die Prüfung, ob \mathfrak{P} und \mathfrak{M} tatsächlich Konstanten sind und deren Feststellung ist die unmittelbare Aufgabe jeden Versuches. Die Leistungskonstante C ist dann offenbar auch $= \frac{\mathfrak{P}}{\mathfrak{M}} \cdot R$. Sie ist von γ ohnehin unabhängig.

Die Flächenausnutzung kennzeichnet sich durch den Einheitsdruck P/F auf die Schraubenfläche. Dieses Maß bezieht sich natürlich hier auf die von den Flügeln bestrichene Kreisfläche, $F = R^2 \pi$, da es vom Standpunkte der Raumausnutzung keinen Belang hat, ob die Flügel selbst einen größeren oder kleineren Teil dieser Fläche bedecken.

Den gleichbleibenden Bestandteil in P/F erhalten wir für ein und dieselbe Schraube sogleich, wenn wir schreiben

$$\frac{P}{F} = \frac{\mathfrak{P}}{F} \cdot \bar{\omega}^2,$$

darin ist \mathfrak{P}/F unter obiger Voraussetzung konstant. Diese Größe hat, wie wir uns leicht überzeugen, die Dimension einer Fläche; es ist nämlich

$$\begin{aligned} \frac{\mathfrak{P}}{F} &= \frac{P}{F \cdot \bar{\omega}^2} = \frac{\text{Masse} \times \text{Beschleunigung} \times \text{Zeit}^2}{\text{Länge}^2} \\ &= \frac{\text{Masse}}{\text{Länge}}. \end{aligned}$$

Die Massen verhalten sich wie die Räume, weil für große und kleine Schrauben die gleiche Flüssigkeit, nämlich Luft, in Betracht kommt. Es ist also in den Dimensionen

$$\frac{\text{Masse}}{\text{Länge}} = \text{Länge}^2.$$

Für eine Schar ähnlicher Schrauben können wir also setzen

$$\mathfrak{P}/F = \text{konst.} \times \text{Länge}^2$$

oder

$$(II) \quad \dots \quad \mathfrak{P}/R^4 = \text{konst.} = \mathfrak{p}.$$

Diese Größe \mathfrak{p} ist also das Vergleichsmaß, nach dem wir die Flächenausnutzung eines Schraubentyps einheitlich, unabhängig von der Größe, beurteilen können. Der Axial Schub berechnet sich für irgendeinen Einzelfall daraus nach

$$(IIa) \quad \dots \quad P = \mathfrak{p} \cdot R^4 \cdot \bar{\omega}^2$$

oder

$$P = \mathfrak{p} \cdot R^2 u^2.$$

Bei von γ_0 abweichender Luftdichtigkeit tritt noch der Faktor $\frac{\gamma}{\gamma_0}$ hinzu.

Durch Angabe von C und \mathfrak{p} können wir nun nach unseren Versuchen die Eigenschaften der jeweiligen Schraubenform in praktisch bequemer und hinreichender Weise kennzeichnen.

Wir sind aber in der Lage, für die Flächenausnutzung eine höchsterreichbare Grenze anzugeben, die theoretisch nicht überschritten werden kann. Den Schlüssel dafür liefert der wichtige Ansatz von Prof. Finsterwalder, nach welchem wir zunächst den größtmöglichen Axialschub bestimmen können, den eine ideale Schraube vom Radius R bei der Antriebsleistung L liefern würde.

Den Ausgangspunkt bildet der allgemein für alle dynamischen Flugvorgänge gültige Energieansatz: Eine sekundlich um die gleichförmige Geschwindigkeit v beschleunigte Luftmasse Q liefert nach dem Satz vom Antrieb den Rückstoß: $P = Q \cdot v$ und erfordert einen, der erteilten lebendigen Kraft entsprechenden Arbeitsaufwand

$$L = Q \frac{v^2}{2}$$

in jeder Sekunde. Daraus ergibt sich sogleich:

$$P/L = \frac{2}{v}.$$

Die Kraftausnutzung steht immer im umgekehrten Verhältnis zur Reaktionsgeschwindigkeit.

Bei Luftschrauben kann man nun im idealen Falle annehmen, daß die beschleunigte Luftmasse einen geschlossenen Strahl von überall gleichförmiger und rein axial gerichteter Geschwindigkeit bilde. Das stellt in der Tat den günstigsten denkbaren Fall dar. Denn wenn die Geschwindigkeit an irgendeinem Punkte größer wäre als die mittlere, so würde die aufgewandte Energie nach Obigem an diesem Punkte schlechter ausgenutzt, und das kann nicht durch die verbesserte Ausnutzung an Punkten mit niedriger Geschwindigkeit wett gemacht werden, weil P von Σv , L aber von Σv^2 abhängt. Σv wird bei gegebener Σv^2 dann am größten, wenn alle v gleich sind.

Rein axiale Geschwindigkeit ist zwar bei einer einfachen Schraube nicht denkbar, weil hier stets eine dem Drehmoment entsprechende tangentielle Luftbewegung nebenherlaufen muß. Wohl aber kann dieser Fall eintreten, wenn zwei Schrauben auf gleicher Achse mit gleichem Drehmoment aber in entgegengesetzter Richtung gedreht werden.

In diesem Falle ist nun die sekundlich beschleunigte Luftmasse bestimmt durch

$$Q = \mu F_1 v,$$

wenn F_1 den Querschnitt des Strahles und $\mu = \frac{\gamma}{g}$ die Masse eines Kubikmeters Luft bedeutet. Damit erhalten wir für P und L

$$P = \mu F_1 v^2, \quad L = \mu F_1 \frac{v^3}{2} = P \cdot \frac{v}{2}$$

und durch Elimination von v

$$\bar{P}^3 = 4 \mu F_1 L^2.$$

Darin ist der Strahlquerschnitt F_1 aber nicht gleich der Schraubenkreisfläche F zu setzen. Wir müssen nämlich noch eine weitere Beziehung beachten: Wenn die Luft den Schraubenkreis mit einer Geschwindigkeit w durchströmt, so muß die theoretisch aufzuwendende Leistung auch gleich dem Produkt dieser Geschwindigkeit in den Axialschub sein: $L = P \cdot w$, da die Schraube die Luftsäule mit dieser Geschwindigkeit gegen den Widerstand

P' fortschiebt. Nach Obigem war aber $L = P \cdot \frac{v}{2}$,

w muß also von v verschieden sein und zwar

$$w = \frac{v}{2}.$$

Die Luft erreicht also in der Schraubenebene erst die Hälfte ihrer schließlichen Geschwindigkeit; sie beschleunigt sich dann vermöge des ihr erteilten Überdruckes noch weiter. Der Strahlquerschnitt F_1 ergibt sich nun aus

$$Q = \mu F_1 v = \mu F \cdot w$$

zu

$$F_1 = F \cdot \frac{w}{v} = \frac{1}{2} F$$

und wir können nun den größtmöglichen Axialschub durch F ausdrücken:

$$\bar{P}^3 = 2 \cdot \mu \cdot F \cdot L^2.$$

Diese wichtige Beziehung läßt sogleich den Zusammenhang der möglichen Kraft- und Flächenausnutzung über-

sehen, wenn wir schreiben:

$$\frac{P'}{F} = 2 \mu \left(\frac{L}{P'} \right)^2.$$

Die mögliche Flächenausnutzung wächst in umgekehrtem Verhältnis mit dem Quadrat der Kraftausnutzung. Zu jedem Werte von P/L ist hiernach eine höchsterreichbare Grenze für P/F gegeben und umgekehrt; wir sind also in der Lage, bei jedem beobachteten Einzelfall das Verhältnis der wirklich erreichten zu der bei gleicher Flächenbelastung höchst erzielbaren Kraftausnutzung zu berechnen. Ist P der wirklich erzielte Axialschub, so sei

$$\zeta = \frac{P}{P'}$$

der Gütegrad der Schraube. Ersetzen wir P' durch seinen obigen Wert, so ist

$$(III) \dots \dots \dots \zeta^3 = \frac{P^3}{2 \mu F L^2}.$$

Nach dieser Gleichung hängen die Kraft- und die Flächenausnutzung in bestimmter Weise voneinander ab; wir können sie schreiben:

$$(IIIa) \dots \dots \dots \left\{ \begin{array}{l} P/L = \sqrt{2 \mu \zeta^3 \frac{F}{P}}, \\ \text{oder} \\ P/F = 2 \mu \zeta^3 \left(\frac{L}{P} \right)^2, \end{array} \right.$$

wobei ζ im idealen Falle höchstens den Wert 1 annehmen kann. Für die Kraftausnutzung ist also ζ^3 , für die Flächenausnutzung ζ^3 maßgebend. Bei einer unvollkommenen Schraube sinkt also die Flächenausnutzung erheblich schneller als die Kraftausnutzung.

Führen wir unsere früheren Vergleichswerte C und p nach Gleichung (I) und (II) ein, so ist, da

$$P/L = C/\mu \quad \text{und} \quad P/F = \frac{p}{\pi} \cdot u^2$$

war,

$$(IV) \dots \dots \dots \zeta^3 = \frac{p \cdot C^2}{2 \mu \pi}.$$

Das Produkt $p \cdot C^2$ kann also den Wert $2 \mu \pi$ nicht überschreiten. Nachdem wir p auf eine mittlere Luftdichtigkeit γ_0 reduziert hatten, ist $2 \mu \pi$ eine Konstante mit $\mu_0 = \frac{\gamma_0}{g}$.

ζ stellt also einen vorzüglich begründeten, einheitlichen Vergleichsmaßstab dar, der vor allem anzeigt, wie viel bis zur Vollkommenheit noch zu gewinnen wäre.

Damit ist aber nicht gesagt, daß man den Schraubentyp mit bestem ζ für alle praktischen Fälle ohne weiteres als den besten hinstellen dürfe. Die Kraftausnutzung ist darin überwiegend, quadratisch, bewertet. Es sind Fälle möglich, wo bei hohem C , das ja theoretisch beliebig hoch werden kann, ein hohes ζ vorliegt, obwohl die Raumausnutzung unvorteilhaft niedrig ist, so daß man doch Typen mit etwas geringerer Kraftausnutzung praktisch vorzieht.

Wir werden deshalb neben ζ auch C und p stets einzeln angeben.

Eine Gegenüberstellung unserer Vergleichsformeln mit der gewissermaßen klassischen Formulierung von Ch. Renard, die besonders im Ausland viel benutzt wird, von der wir aber aus triftigen Gründen abgewichen sind, soll noch folgen.

(Fortsetzung folgt.)

Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers.

Von Mich. Gabriel, Oberingenieur der Albatroswerke, Berlin-Johannisthal (mit Tafel XII).¹⁾

I. Allgemeine Bemerkungen.

Als Oberingenieur zur technischen Leitung der Albatroswerke berufen, wurde mir die Aufgabe gestellt, zunächst einige der erfolgreichsten französischen Original-Flugapparate zu kopieren, einesteils, um Ersatzteile hierfür liefern zu können, andernteils, um wie im Automobilbau und in der übrigen modernen Industrie sich die Erfahrungen erfolgreicher Vorgänger zunutze zu machen und vom Vorbild ausgehend durch schrittweises Ändern und Verbessern möglichst bald zu eigenen, flugfähigen Typs zu gelangen.

Zuerst wurde der Firma von ihrem hochherzigen Förderer, dem Herrn Oberleutnant a. D. Walter Huth, ein Original-Antoinette-Apparat, Typ 1909, und bald darauf ein solcher Typ 1910 zur Verfügung gestellt.

Während man nun z. B. über die Farman- und Wright-Apparate ziemlich genaue Daten hat, ist von den schwer zugänglichen Antoinette-Apparaten trotz ihrer enormen Erfolge und ihrer allgemein anerkannten Vorzüge, von welchen ich vor allem ihre bisher unerreichte Flugfähigkeit auch bei stärkstem Winde anführen möchte, noch wenig Authentisches bekannt geworden. Daß man so wenig über die Konstruktion dieser Eindecker weiß, liegt wohl daran, daß die Apparate teuer und schwer erhältlich sind, und ferner daß die zeichnerische Aufnahme eines Antoinette-Apparates ein ungleich größeres Stück Arbeit ausmacht wie die einer andern bekannten Flugmaschine.

Der Antoinette-Apparat ist jedenfalls der am genialsten konstruierte, am konsequentesten nach dem Grundsatz gebaut: »Größte Leichtigkeit bei größter Festigkeit ohne Rücksicht auf Herstellungspreis«. Bei ihm ist das Prinzip, nur Träger gleichen Widerstandes gegen Biegung anzuwenden und alle Punkte der Konstruktion gleich stark zu machen, bis ins kleinste Detail durchgeführt; gleichbleibende Querschnitte kommen daher fast gar nicht vor. An die Werkstatt werden bei Herstellung des Antoinette-Apparates die größten Anforderungen gestellt; komplizierte Vorrichtungen und Spezialwerkzeuge, schwierige Arbeitsmethoden sind erforderlich etc.

Wenn man nun auch nicht alles an dem Apparat, der so recht das Werk eines theoretisch geschulten Konstrukteurs darstellt, gutheißen kann, so ist sein Studium doch jedenfalls sehr lehrreich und nutzbringend für alle Konstrukteure von Flugapparaten.

Ich bin durch das lebenswürdige Entgegenkommen unseres mit weitschauendem Blick die Flugtechnik dadurch fördernden Geschäftsführers, des Herrn Ingenieurs Otto Wiener, in der glücklichen Lage, die interessante Antoinette-Konstruktion den weiteren Fachkreisen durch Veröffentlichung der kompletten Zusammenstellungs- und Werkstattzeichnungen zugänglich machen zu können, und hoffe dadurch etwas beizutragen, daß die deutsche Industrie den Vorsprung, welchen die französische zurzeit vor ihr voraus hat, bald einholt.

¹⁾ In dieser Arbeit von Oberingenieur Gabriel werden zum ersten Male vollständige Konstruktionszeichnungen eines bewährten Drachensfliegertyps veröffentlicht. Der Aufsatz mit seinen Tafeln verdient daher volle Aufmerksamkeit aller Interessenten der Flugtechnik. Herrn Oberleutnant Huth und Ingenieur Wiener, den Inhabern der Albatroswerke, sei hiermit der besondere Dank ausgesprochen, daß sie Herrn Gabriel die Erlaubnis zur Veröffentlichung seiner Arbeit mit den wichtigen Konstruktionszeichnungen gegeben haben.

Der Herausgeber.

Zu den Zeichnungen möchte ich zunächst allgemein bemerken, daß sie nach den heute in modernen Automobil- und Werkzeugmaschinenfabriken üblichen Prinzipien hergestellt wurden, daher mit Stücklisten, vollständigen Maßzahlen und Montagevorschriften derartig ausgestattet sind, daß sie in ihrer Gesamtheit zu genauen Nachbauen des Original-Antoinette-Apparates genügen, so daß das Heranziehen anderer Hilfsmittel entbehrlich wird. Die Zeichnungen beziehen sich auf den Typ, welchen die Firma »Antoinette« am Ende des Jahres 1909 hergestellt hat. Der Typ 1910 weist nur geringfügige Änderungen auf, welche ich beim Besprechen der einzelnen Zeichnungen erwähnen werde. Der Stoff ist in folgende Gruppen geteilt und soll in dieser Reihenfolge veröffentlicht werden:

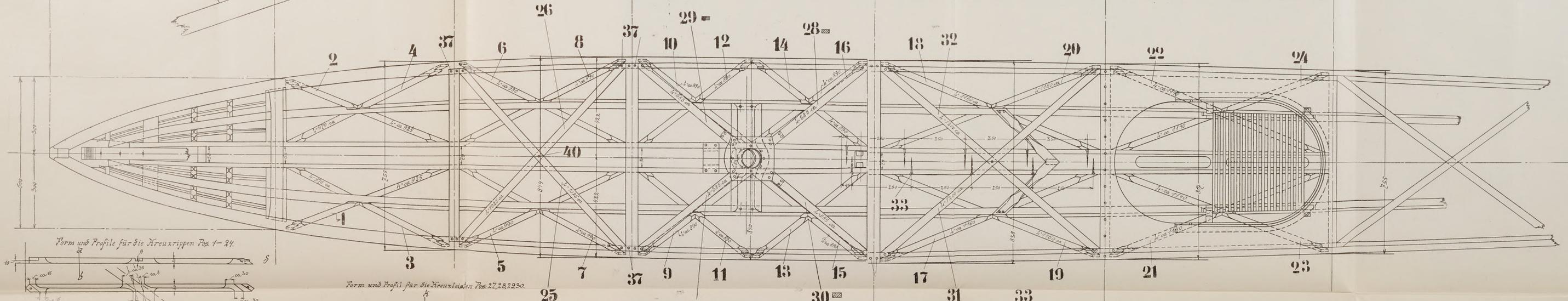
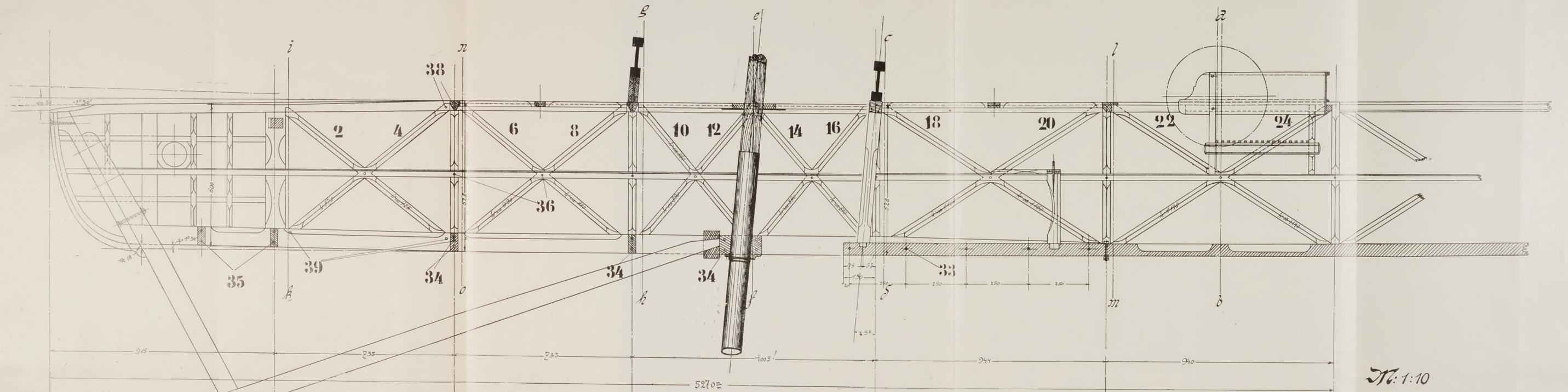
1. Allgemeine Bemerkungen.
2. Rumpf des Flugapparates.
3. Tragflächen.
4. Landungsgestell und Verwindung der Tragflächen.
5. Stabilisierungs- und Steuerflächen.
6. Verspannungen, Schraubentabellen etc.
7. Propellereinbau, Einbauskizze des Motors, Kondensators, Zusammenstellung, aus der die allgemeine Anordnung von Propeller, Motor, Benzin- und Ölreservoir, Wasserbehälter, Sitz etc. zu ersehen ist.

Ich setze voraus, daß die Leser der Zeitschrift die Hauptmasse und die Konstruktion der Antoinette-Apparate im allgemeinen kennen, und beginne deshalb gleich mit der Veröffentlichung der Detailzeichnungen. Diejenigen Leser, welchen der Antoinette-Apparat unbekannt ist, verweise ich auf die im Heft 12, Tafel IX dies. Zeitschr. von Ingenieur A. Vorreiter veröffentlichten Zeichnungen und Abbildungen. Ich lasse hauptsächlich die Zeichnung »Die Sprache des Ingenieurs« für sich sprechen und werde zu jedem Blatt nur kurze Randbemerkungen machen. In den folgenden Tabellen sind die auf den Zeichnungen benutzten Abkürzungen (Tabelle 1) und die

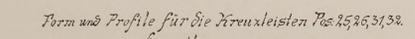
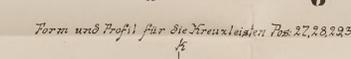
Tabelle 1. In Zeichnungen und Stücklisten zu gebrauchende Abkürzungen.

Gegenstand	Abkürzung	Gegenstand	Abkürzung
Stahl abgestochen	St. abg.	Messing	Mess.
Siemens-Martin-Stahl	Siem. Mart.	Phosphorbronze	Phosph.Br.
Stahl geschmiedet	St. geschm.	Rotguß	Rotguß
Maschinenstahl	Maschin.st.	Zeichnung	Zchg.
Achsenstahl	Achsenst.	Position	Pos.
Keilstahl	Keilst.	Apparat	App.
Federstahl	Federst.	Material	Mat.
Stahldraht	St.draht	Schraube	Schr.
Stahlblech	St.blech	Schraubenbolzen	Schr.bolzen
Chromnickelstahl	ChromNi.St.	Kopfschrauben	Kopfschr.
Nickelstahl	Ni.St.	Holzschrauben	Holzchr.
Nahtloses Rohr	Nahtl. Rohr	Stiftschrauben	Stiftschr.
Blech	Blech	Steigung	Stg.
Eisen	Eisen	Schlüsselweite	S.W.
Grauguß	Grauguß	Gewinde	Gew.
Spezial Grauguß	Spez. Grauguß	Feingewinde	Feingew.
Aluminium-Guß	Al.guß	Mutter	Mutter
Aluminium-Blech	Al.blech	Beilagescheibe	Beilagescheibe
Aluminium abgestochen	Al. abg.	Durchmesser	φ
Kupfer	Ku.	Radius	r
Kupferblech	Ku.blech	leichtlaufend	l.l.
Kupferdraht	Ku.draht	fest	f.
		Löwenherz-gewinde	Lh.-Gew.

normalisierten Teile ersichtlich (Tabelle 2 bis 4). Normalisiert sind vor allem die Gewinde. Im allgemeinen wendet Antoinette für Bolzen das S.I.-Gewinde an, und



M. 1:10



Pos. des Teil. des App.	Bezeichnung	Material	Anmerkung
1	Kreuzrippe	Eiche	
2	"	"	Spiegelbild zu Pos. 1
3	"	"	"
4	"	"	Spiegelbild zu Pos. 3
5	"	"	"
6	"	"	Spiegelbild zu Pos. 5
7	"	"	"
8	"	"	Spiegelbild zu Pos. 7
9	"	"	"
10	"	"	Spiegelbild zu Pos. 9
11	"	"	"
12	"	"	Spiegelbild zu Pos. 11
13	"	"	"
14	"	"	Spiegelbild zu Pos. 13
15	"	"	"
16	"	"	Spiegelbild zu Pos. 15
17	"	"	"
18	"	"	Spiegelbild zu Pos. 17
19	"	"	"
20	"	"	Spiegelbild zu Pos. 19
21	"	"	"
22	"	"	Spiegelbild zu Pos. 21
23	"	"	"
24	"	"	Spiegelbild zu Pos. 23

Pos. des Teil. des App.	Bezeichnung	Material	Anmerkung
25	"	"	"
26	"	"	"
27	"	"	"
28	"	"	"
29	"	"	"
30	"	"	"
31	"	"	"
32	"	"	"
33	"	"	"

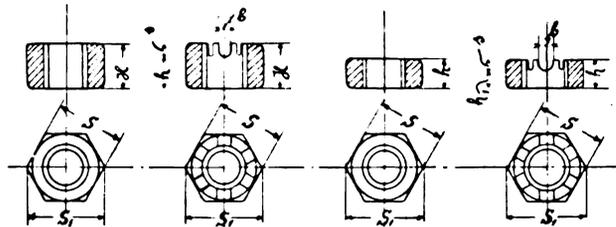
Pos. des Teil. des App.	Bezeichnung	Material	Anmerkung
34	"	"	"
35	"	"	"
36	"	"	"
37	"	"	"
38	"	"	"
39	"	"	"
40	"	"	"

Pos. des Teil. des App.	Bezeichnung	Material	Anmerkung
35	Obere Kreuzrippe	Epoxyde	
36	"	"	
37	Obere Kreuzrippe	"	
38	"	"	
39	"	"	
40	"	"	

Albatros Werke S. m. b. H.
Berlin - Schanzenstr.

Zeichn. No. 204

zwar von 5 mm an steigend. Unter 5 mm verwendet die Firma ein dem Löwenherz-Gewinde ähnliches Gewinde. Für die wichtigsten Spanndrähte, die Antoinette durchwegs 5 mm stark wählt, und bei denen es sich

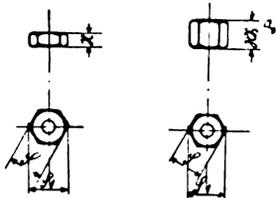


Normale Muttern für S.I.-Gewinde.

Tabelle 2. Normale Muttern für S.I.-Gewinde.

Durchm. der Schraube in mm	Abmessungen der Mutter in mm										Bezeichnung der Mutter				
	Gewinde-durchm. der Mutter	Kerndurchm. der Mutter	Steigung	S	S ₁	H	h	h ₁	s	b	Spindeldurchm.	Normale Mutter	Normale Splint-Mutter	Niedere Mutter	Niedere Splint-Mutter
5	5,078	3,896	0,85	8	9,24	5	3	—	2	2	1,5	5	5	5	—
6	6,095	4,7	1,0	10	11,5	6	4	—	2	2,5	1,5	5 S	5 S ₁	3 S	—
8	8,115	6,38	1,25	14	16,17	8	6	4	2	2,5	2	6 S	6 S ₁	4 S	8
10	10,14	8,05	1,5	16	18,5	10	7	4	3	3	2,5	8 S	8 S ₁	6 S	6 S ₁
12	12,16	9,73	1,75	18	20,8	12	8	4	4	4	3	10 S	10 S ₁	7 S	7 S ₁
14	14,185	11,4	2,0	22	25,5	14	10	6	4	4,5	3	12 S	12 S ₁	8 S	8 S ₁
												14 S	14 S ₁	10 S	10 S ₁

darum handelt, den Querschnitt möglichst wenig zu schwächen, hat die Firma ein eigenes Spezialgewinde geschaffen, welche den Querschnitt vom S.I.-Gewinde, jedoch die äußerst geringe Steigung von 0,55 mm hat. Bei diesem Gewinde werden nicht normale Muttern,



normal hohe Mutter, doppelt hohe Mutter
Normale Muttern für Löwenherz-gewinde.

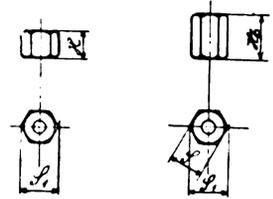
sondern extrem hohe verwendet, so daß eine große Anzahl Gewindegänge zum Tragen kommt. Withworthgewinde verwendet Antoinette nicht. Zu der Art und Weise, wie die Gewinde in den Zeichnungen eingetragen sind, bemerke ich noch, daß das normale S.I.-Gewinde z. B. durch die Bezeichnung: »Gew. 6 mm« gekennzeichnet ist. Es wird in vielen Fällen vorkommen, daß auf einen verhältnismäßig großen Durchmesser, z. B.

Tabelle 3. Normale Muttern für Löwenherzgewinde.

Durchmesser der Schraube in mm	Abmessungen der Mutter in mm						
	Äußerer Gew.-Durchm. der Mutter	Kern-Durchm. der Mutter	Steigung (Ganghöhe)	S	S ₁	H	H/h
2	2	1,4	0,4	6	6,93	3	6
2,5	2,5	1,83	0,45	6	6,93	3	6
3	3	2,25	0,5	6	6,93	3	6
3,5	3,5	2,6	0,6	6	6,93	4	8
4	4	2,95	0,7	8	9,24	4	8
4,5	4,5	3,38	0,75	8	9,24	4	8

eines Rohres etc. ein entsprechend feines Gewinde auf der Drehbank aufgeschnitten wird. Ein solches Gewinde

ist auf der Zeichnung z. B. durch folgenden Ausdruck gekennzeichnet: »Gew. 30 mm, 1,25 Stg.«, d. h. es ist auf den Durchmesser von 30 mm ein Gewinde zu schneiden, dessen Querschnitt dem S.I.-Gewinde von 1,25 mm Steigung, also dem normalen 8 mm-Gewinde, entspricht. Gasgewinde verwendet Antoinette nicht. Die in den Zeichnungen nach den Maßzahlen sich öfters vordringenden Buchstaben »l.l.« und »f.« sind die durch Ludwig Löwe eingeführten Toleranzkalibermaße.



normal hohe Mutter, doppelt hohe Mutter
Muttern für abnormales Feingewinde, Steigung 0,55 mm.

Tabelle 4.

Muttern für abnormales Feingewinde, Steigung 0,55 mm.

Durchmesser der Schraube in mm	Abmessungen der Mutter in mm						
	Äußerer Gew.-Durchm. der Mutter	Kern-Durchm. der Mutter	Steigung (Ganghöhe)	S	S ₁	H	H/h
4	4,05	3,285	0,55	8	9,24	8	12
5	5,05	4,285	0,55	8	9,24	8	12

2. Der Rumpf (Boot) des Flugapparates.

Der Rumpf des Flugapparates stellt zwar konstruktiv ein Ganzes dar, zerfällt aber nach seinem äußeren Aussehen in einen vorderen bootsartigen Teil, welcher teilweise beplankt ist und deshalb kurz Boot genannt werden soll, während der hintere Teil des Rumpfes, welcher mit Stoff bespannt ist, mit Schwanz bezeichnet sei.

Die Zeichnung Nr. 1 stellt einen vertikalen Längsschnitt und eine Draufsicht auf das Boot vor. Das Material, aus welchem die einzelnen Leisten bestehen, ist im vorderen Teil im allgemeinen Esche, gegen hinten zu Spruce (amerikanische Fichte). In der Stückliste gültig gemacht sind auf dieser Zeichnung vor allem die Diagonalverkreuzungen der einzelnen Felder, welche als Kreuzrippen und Kreuzleisten bezeichnet sind. Man beachte, daß alle Diagonalverkreuzungen in den Knotenpunkten rechteckige Querschnitte haben, im übrigen aber auf den dreieckigen abgesetzt sind. Die Ausbildung der einzelnen Kreuzrippen, ihre Verbindung miteinander und mit Kiel und Bordleisten ist auf der Zeichnung links unten zu ersehen. Man beachte beim Boot ferner, daß der obere Bootsrand nur von hinten bis zum Querschnitt: $\pi - o$ horizontal ist und hierauf schräg nach vorn abfällt. Diese Formgebung hängt mit der von Antoinette gewählten Lage der Schraubenzugrichtung zusammen. In das Boot eingesetzt ist (von vorn nach hinten weiterschreitend) die Spornstütze, der Sporn, die »Amortiseur« genannte, pneumatisch federnde Landungsvorrichtung, in welcher nach oben zu der Hauptverspannungsmast, der Flügel (Tragflächen) eingesetzt ist. Vor und hinter diesem Mast ruhen die Flügel mit ihren Hauptträgern auf dem Boot auf. Man bemerkt weiter hinten noch das Lager für das Seitensteuer und den Sitz des Führers.

(Fortsetzung folgt.)

Neue Flugapparate.¹⁾

(Mit Tafel XIII.)

Gelegentlich der Flugwoche in Budapest und der Flugwoche in Reims sind mehrere neue Drachenflieger heraus-

¹⁾ Unter besonderer Berücksichtigung der Flugwochen Budapest, Reims und Berlin. Siehe auch Aufsatz »Die große Flugwoche der Campagne« in Heft 13 von Kapitän zur See a. D. von Pustau.

gekommen resp. die bekannten und bewährten Drachenfliedertypen mit verschiedenen Verbesserungen ausgerüstet worden. Von den deutschen Drachenfliegern ist in erster Linie der Eindecker von Igo Etrich zu nennen, der auf der Flugwoche von Budapest wegen seines stabilen ruhigen Fluges die Bewunderung aller Fachleute erregte, um so mehr, als der Pilot dieses Eindeckers, Illner, erst kurz vorher im Fliegen ausgebildet worden war. Dieser vorzügliche Drachenfliedger wird jetzt auch in Deutschland gebaut, da die Rumpfer-Luftfahrzeugbau-Ges. m. b. H. diese Konstruktion für Deutschland erworben hat.

Der Etrich-Eindecker ist mit besonders elastischen Tragflächen ausgerüstet. Wie Fig. 1 auf Tafel XIII erkennen läßt, wird diese Elastizität dadurch erreicht, daß die Rippen für die Tragflächen aus zwei Stücken zusammengesetzt sind, und zwar aus einer vorderen kräftigeren Rippe aus Holz und einer nach hinten dünner werdenden Verlängerung aus Bambusrohr. In gleicher Weise ist die Schwanzfläche, welche als Höhensteuer dient, gebaut, und zwar wird die Fläche zum Zwecke der Höhensteuerung und der Längsstabilität nach oben und unten gebogen. Damit diese Durchbiegung gleichmäßig über die ganze Breite geschieht, teilen sich die Seile zur Bewegung der Schwanzfläche in so viel einzelne Schnüre, als Längsrippen in der Schwanzfläche vorhanden sind.

Auch die Krümmung der Tragflächenenden zur Erhaltung der Querstabilität findet auf gleiche Weise statt.

Das Seitensteuer besteht aus zwei dreieckigen Flächen, je eine über und unter der Schwanzfläche, welche beiden Flächen durch eine gemeinsame Achse miteinander verbunden sind. Das Anlaufgestell besteht aus zwei vorderen, in drehbaren Gabeln gelagerten Rädern und einem kleineren Rad am unteren Ende der Achse für die Seitensteuer. Außerdem sind an den Enden einer quer unter den Tragflächen gelagerten Schutz- und Versteifungsleiste beiderseits kleinere Schutzräder angebracht, um ähnlich, wie bei dem Eindecker von Esnault-Pelterie beim Landen die Tragflächen vor Beschädigungen zu schützen.

Beachtenswert ist die Verspannung der Tragflächen. Dieselbe ist regulierbar, um dadurch die Fläche in die günstigste Form zu krümmen, abgesehen von der Krümmung der Enden für die Erhaltung der Querstabilität. Bekanntlich ist die Form der Tragflächen nach dem Zanoniasamen gebildet, wobei außer einer Krümmung in der Flugrichtung die Enden der Tragflächen etwas schräg zur Flugrichtung nach oben zurückgebogen sind. Die Form der Tragflächen ist hierbei von der sonst üblichen Form wesentlich verschieden, indem die Tragflächen weder mit rechtwinkligen Ecken abschneiden, noch überall gleich tief sind, vielmehr sind die äußeren Enden nach hinten gerichtet und in der Richtung schräg nach hinten verlängert und eine Form ergeben, die eine große Ähnlichkeit mit den ausgebreiteten Flügeln eines Vogels hat. Auch die Schwanzfläche erinnert in ihrer Konstruktion an den Vogelschwanz.

Die Anordnung von Motor und Propeller ist die bei Eindeckern übliche vor den Tragflächen, ebenso die Anordnung des Führersitzes direkt hinter den Tragflächen im bootsförmigen Körper des Tragkörpers. Etrich benutzt zu seinen Drachenfliegern die bekannte »Integrale«-Holzschraube von Chauvière und zum Antrieb derselben den französischen Clergetmotor, einen Motor mit vier wassergekühlten stehenden Zylindern. Schließlich sei noch bemerkt, daß zum Zwecke des bequemen Transports jede Tragfläche zerlegt resp. zusammengeklappt werden kann. Gegenwärtig ist der Konstrukteur Etrich damit beschäftigt, eine Werkstatt zur fabrikmäßigen Herstellung seiner Flugapparate, auf welche er nach den Erfolgen der letzten Zeit mehrere Bestellungen erhalten hat, bei der bekannten Firma Lohner einzurichten. Die österreichische Heeresverwaltung hat einige dieser Flugapparate für militärische Zwecke bestellt.

Vom Eindecker Grade sind vor kurzer Zeit einige Apparate an Besteller abgeliefert und in der Fahrschule auf dem Flugplatz »Mars« von Grade ausgebildete Piloten haben bereits die Führerprüfung abgelegt und an Flugveranstaltungen teilgenommen (Fig. 3 u. 4, Tafel XIII).

Der Eindecker von Grade ähnelt in seiner Konstruktion dem älteren Eindecker von Santos Dumont. In ge-

wisser Hinsicht hat er auch Ähnlichkeit mit dem vorbeschriebenen Eindecker von Etrich, wie bezüglich Konstruktion der Schwanzfläche, die ebenfalls zum Zwecke der Höhensteuerung und Erhaltung der Längsstabilität gekrümmt wird. Wie bei Etrich sind auch bei Grade die Tragflächenenden resp. die Hinterkante besonders elastisch hergestellt und nur oben mit Stoff bespannt. Dieser Teil der Tragflächen ist in der Zeichnung durch die hellere Punktierung kenntlich gemacht.

Bemerkenswert an den Apparat von Grade ist die Anordnung von Kielflächen, und zwar ist die eine dieser Flächen in der Mitte über den Tragflächen, eine unter denselben hinter dem Führersitz angeordnet.

Die Erhaltung der Querstabilität erfolgt beim Eindecker Grade durch Krümmung der hinteren Tragflächenenden resp. Verlängerung an denselben. Betätigt werden die Stabilisierungsflächen durch einen oben am Mittelgerüst zwischen den Tragflächen angeordneten Schwinghebel, der nach den Seiten geschwenkt die Querstabilität beeinflusst, nach vorn und hinten geschwenkt, die Längsstabilität resp. Höhensteuerung, indem bei dieser Bewegung die Schwanzfläche nach oben oder unten gekrümmt wird.

Das Anlaufgestell ist beim Eindecker von Grade sehr einfach gehalten, indem Grade auf die Benutzung drehbarer Gabeln für die vorderen Anlaufräder verzichtet hat. Hinten vor der Schwanzfläche ist ein drittes kleineres Rad angebracht, oder an Stelle desselben ein Schutzsporn. Das Anlaufgestell ist nicht gefedert, abgesehen davon, daß sich die gemeinsame Achse der beiden vorderen Anlaufräder beim Landen etwas durchbiegt. Dagegen ist der Sitz für den Führer gefedert, indem derselbe an vier Spiralfedern unter den Tragflächen aufgehängt ist, eine Anordnung, die bei großer Einfachheit einen vorzüglichen Schutz gegen einen harten Landungsstoß bietet.

Während jetzt fast allgemein Holzpropeller für Flugmaschinen und Luftschiffe angewandt werden, namentlich der bekannte Chauvièrepropeller, benutzt Grade Stahlpropeller. Bei diesem bestehen die Schäfte der Flügel aus Stahlrohr, das an einer geschmiedeten Stahlnabe befestigt wird. Die Flügel selbst aus entsprechend gekrümmten Stahlblechen, die durch nach einem Kreisbogen entsprechend ihrem Radius gebogene Stahlwinkel versteift werden. Hierdurch soll auch verhindert werden, daß die Luft nach außen geschleudert wird.

Der Motor, den Grade benutzt, ist ein selbstkonstruierter Zweitaktmotor mit vier luftgekühlten Zylindern. Es ist schon früher darauf hingewiesen worden, daß das für Automobile ungeeignete Zweitaktverfahren für Luftfahrzeuge ebenso wie für Wasserfahrzeuge geeignet ist. Außer von Grade werden noch von amerikanischen Firmen Zweitaktmotoren für Flugapparate gebaut und sollen diese Motoren an anderer Stelle d. Zeitschr. beschrieben werden. (Siehe Heft 13, Taf. XI, Fig. 12.)

Der Steuerhebel ist mittels Kardangelenke mit einer kurzen Welle verbunden, die im Mittelgerüst des Flugapparates gelagert ist. Auf diese Weise läßt sich der Steuerhebel um seine eigene Achse drehen, welche Drehung von der Welle des Steuerhebels durch Zugseile auf das Seitensteuer übertragen wird, das dadurch nach der Seite gebogen wird, da auch das Seitensteuer aus einer biegsamen Fläche besteht und keine Drehachse besitzt.

Esnault-Pelterie macht zurzeit wieder Versuchsflüge mit einem neuen Eindecker. Obwohl dieses Flugmaschinensystem bisher keine bedeutenden Erfolge erreicht hat, bietet es doch sehr viele interessante Konstruktionsdetails. Esnault Pelterie geht seine eigenen Wege und weicht daher die Konstruktion seines Eindeckers vielfach von den üblichen Konstruktionen wie Antoinette, Blériot etc. ab. Beachtenswert ist namentlich die Konstruktion der Tragflächen, die nicht fest mit dem Mittelkörper des Drachenfliedgers verbunden sind, sondern durch Gelenke, die an den Tragflächen Querleisten angreifen und den Tragflächen eine geringe, quer zur Flugrichtung gerichtete Bewegung ermöglichen, wobei die Querleisten gleichzeitig eine Drehung um die Längsachse des Flugapparates ausführen, und zwar die vordere in umgekehrter Richtung als die hintere Leiste, wodurch eine eigentümliche Verwindung der Tragflächen zustande kommt. Wenn beispielsweise die linke vordere Querleiste gehoben wird (wie in Fig. 13 punktiert dargestellt), wird die linke Seite der Vorderleiste gesenkt, während die hintere Quer-

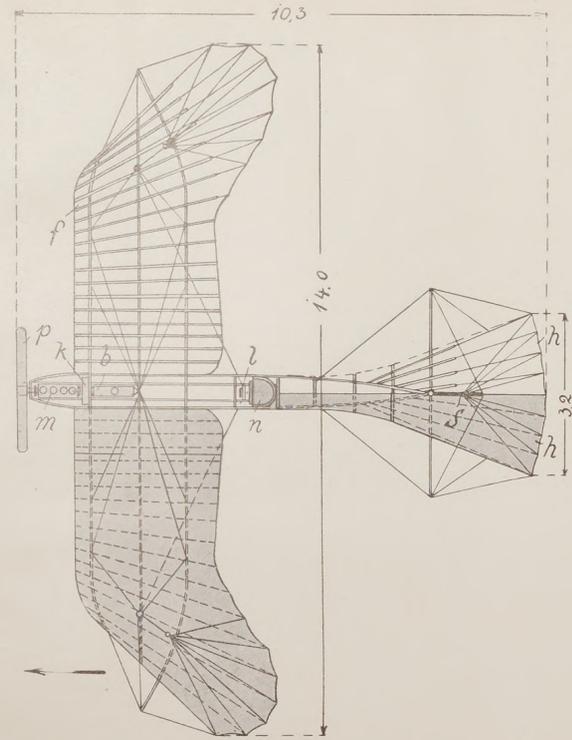


Fig. 1.

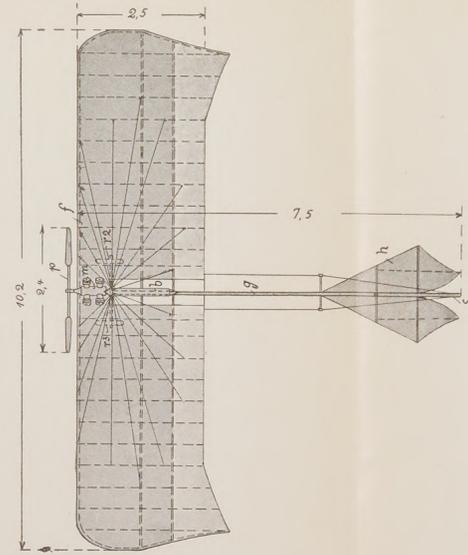


Fig. 3.

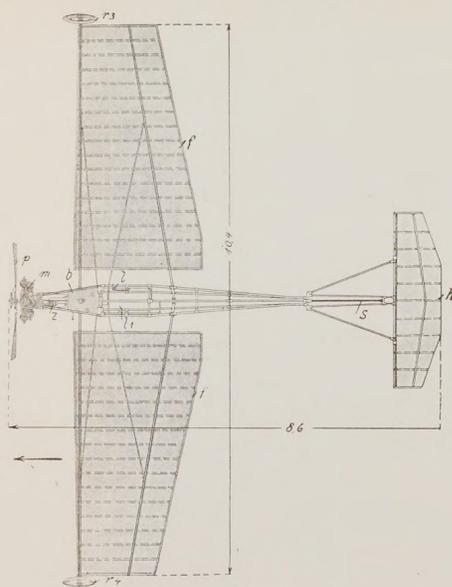


Fig. 5.

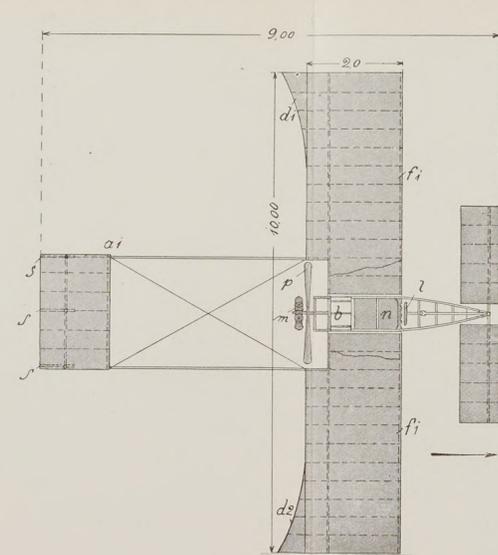


Fig. 7.

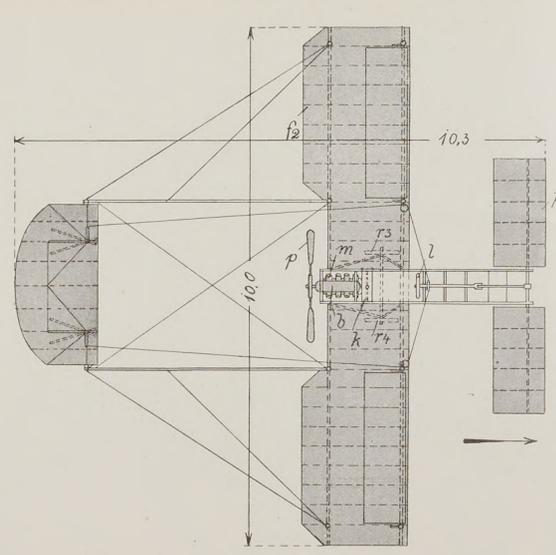


Fig. 9.

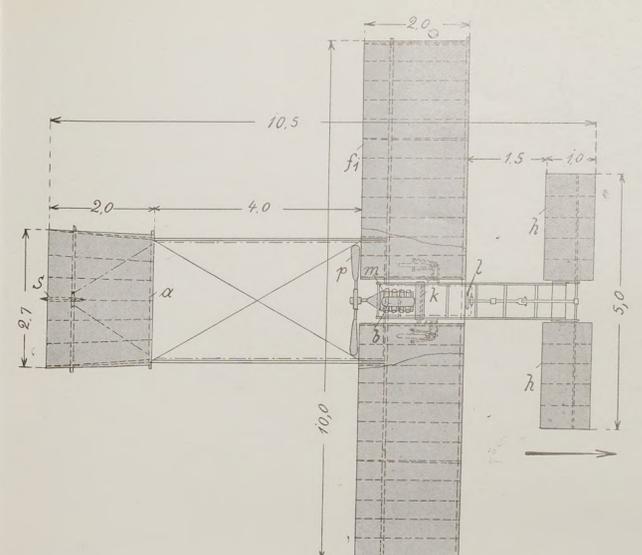


Fig. 11.

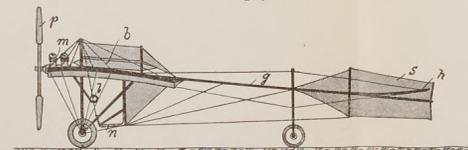


Fig. 4.

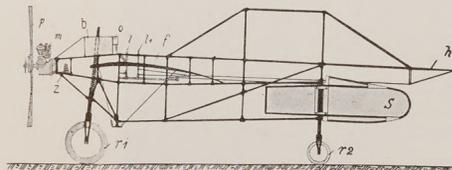


Fig. 6.

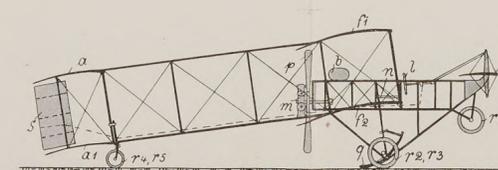


Fig. 8.

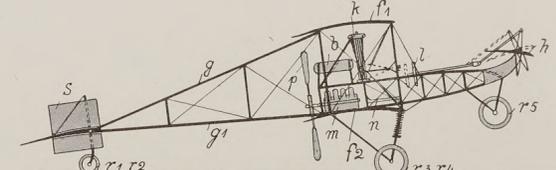


Fig. 10.

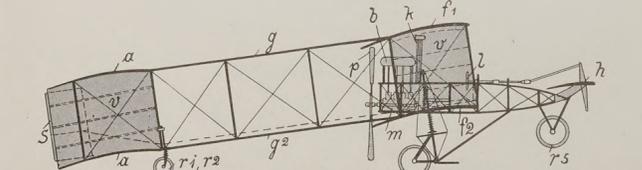


Fig. 12.

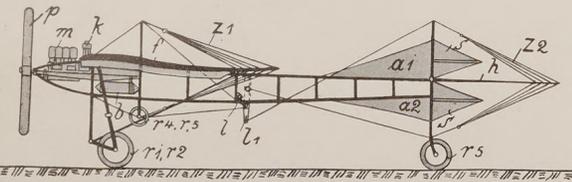


Fig. 2.

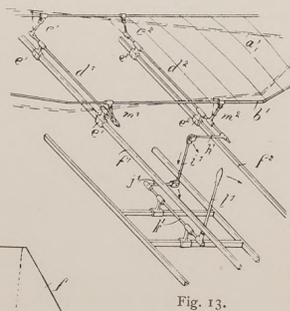


Fig. 13.

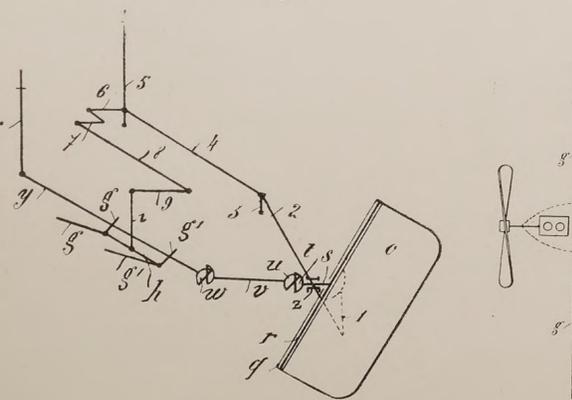


Fig. 14.

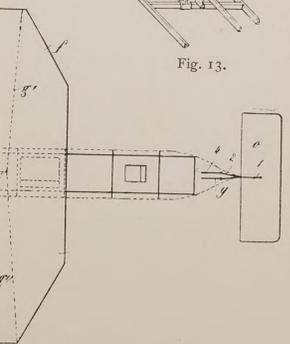


Fig. 15.

Fig. 13-15. Zeichnungen aus den Patentschriften von Robert Esnault-Pelterie.

Fig. 13. Umdrehung der Querstreben der Tragflächen. a_1 vordere, b_1 hintere Querstrebe befestigt vorn an Gelenkhebel c_1, c_2 , hinten an m_1, m_2, c_1 und m_2 sitzen fest auf Welle d_1, c_1 und m_2 auf Welle d_2 . Diese Welle d_2 kann durch Handhebel l_1 auf Welle h_1 unter Vermittlung des Hebels f_1 , Schubstange c_1 und Hebel h_1 gedreht werden. f_1, f_2 obere Längsträger des Mittelkörpers des Druckauflegers.

Fig. 14. Betätigung der Verwindung und des kombinierten Höhen- und Seitensteuers durch einen Handhebel 5.

Fig. 15. Gleichzeitige Verwindung der Vorder- und Hinterkante der Tragflächen f durch Drehen der Achse i mit dem Doppelhebel h und den Zugseilen g, g_1 .

Fig.	Konstrukteur resp. Fabrikant	Tragflächen				Ganze Länge	Längs-Stabilität und Höhensteuer	Quer-Stabilität	Seitensteuer	Mittel zur Lenkung	Motoren	Touren per Min.	Leistung PS	Anzahl	Propeller			exkl. Führer kg	Gewicht per qm Tragfläche kg/qm	per PS kg/PS		
		Spannweite m	Tiefe m	Abstand der 2 Flächen m	Tragfläche qm										Flügel	Durchmesser	Steigerung				Touren per Min.	
1-2	Etrich Flieger-Werke Wiener-Neustadt E. Rumpler, Berlin N.	14	im Mittel 2,8	Eindecker	35	10,3	Einfache biegsame Schwanzfläche (Höhensteuer)	Zanoniaform Verwindung der biegsamen Flügelenden	Seitensteuer über und unter dem Höhensteuer	1 Handrad 1 Hebel	Clerget, Paris oder Österr. Daimler	Wasserkühlung 4 Zylinder 1500	50 80	1 Holz	2	2,2	1,2	1200	350	10	7	
3-4	Grade Flieger-Werke Flugplatz Mars bei Bork i. d. M.	10,2	2,5	do.	25	7,5	do.	Verwindung biegsame Flügelenden	Einfaches, biegsames Seitensteuer	1 Hebel	Grade Zweitakt	Luftkühlung 4 Zylinder	1200	26	1 Stahl	2	2,4	1,0	1200	250	10	10
5-6	Robert Esnault-Pelterie, Paris-Billancourt	10,4	im Mittel 2	do.	21	8,6	Einfache Schwanzfläche	Verdrehung der Tragflächen	Einfaches Seitensteuer	2 Hebel	Esnault-Pelterie	Luft- 5 oder 7 Zylinder	1200	30-35	1 Stahl mit Aluminium-Flügel	4	2	1,2	1200	350	17	12
7-8	August Euler, Frankfurt a. M. und Darmstadt	10	2	2	40	9	Doppelte Schwanzfläche, einfaches Höhensteuer vorn	Biegsame Flügelenden	3 faches Seitensteuer	1 Handrad, drehbar und verschiebbar	E. N. V. Antoinette oder eigener Motor	Wasser 8 Zylinder rotierend	1200	50	1 Holz oder Stahl mit Aluminium-Flügel	2,1	2,4	1,2	1200	360	9	7
9-10	Gebr. Voisin, Paris Modell Course	10	2	2	35	10,3	Einfache Schwanzfläche, einfaches Höhensteuer vorn	drehbare Flächen zwischen den Tragflächen	1 Seitensteuer über und unter der Schwanzfläche	do.	E. N. V. oder Gnome	Wasserkühlung 8 Zylinder Luft rotierend	1200 1300	50 50	1	2	2,2	1,2	1200	400	11	8
11-12	do. alte Konstruktion	10 oder 12	2	2	38 bis 48	10,5 oder 12	Doppelte Schwanzfläche, einfaches Höhensteuer vorn	senkrechte Flächen zwischen den Tragflächen	1 Seitensteuer zwischen den Schwanzflächen	do.	do.	do.	1200	50	1	2	2,2	1,2	1200	500	13	10

leiste bei gleicher Drehung der gemeinsamen Achse für die Gelenke der Tragflächenleisten sich umgekehrt auf der linken Seite senkt und auf der rechten Seite hebt. Gleichzeitig wird bei dieser Verdrehung die ganze Tragfläche gegenüber dem Mittelkörper des Flugapparates nach links verschoben. Diese Bewegung kommt dadurch zustande, daß die Gelenke der Tragflächenleisten vorn an nach innen gerichteten Hebeln hinten an nach außen gerichteten Hebeln angreifen. Es kommen dieselben Elemente zur Anwendung, wie wir sie an den Automobilvorderradachsen zur Erzielung einer ungleichmäßigen Drehung der Lenkzapfen bei der Lenkbewegung anwenden, um eine größere Drehung des in der Kurve innen liegenden Rades zu erzielen.

Diese Einrichtung ist Esnault Pelterie in allen Staaten patentiert. Überhaupt hat Esnault Pelterie fast alle seine Konstruktionen durch Patente geschützt und sind die Fig. 13, 14 und 15 die Hauptfiguren aus den drei deutschen Patentschriften dieses Erfinders. In der Fig. 15 ist eine Verwindung der Tragflächen dargestellt, bei welcher Esnault Pelterie auf der einen Seite die Vorderkante der Tragfläche herunterzieht, auf der anderen Seite die Hinterkante, und zwar durch Drehen eines Hebels h um eine vertikale Achse i , dessen Bewegung durch Spannseile g, g_1 auf die Tragflächenenden wirkt. Hierbei sei noch bemerkt, daß Esnault Pelterie statt der Spannseile flache Stahlbänder benutzt, die den Vorteil haben, der Luft einen geringeren Widerstand zu bieten und infolge ihres größeren Querschnitts eine mehrfache Sicherheit gegen Zerreißen gewähren. Auch Blériot benutzt jetzt an Stelle der unter den Tragflächen angreifenden Trageile derartige Stahlbänder zur Verspannung. Ein drittes Patent von Esnault Pelterie betrifft die Betätigung des Höhensteuers gleichzeitig mit einer entsprechenden Biegung der Tragflächen. Hierbei soll das Höhensteuer auch als Seitensteuer wirken, indem die Querachse desselben, um welche es zum Zwecke der Höhensteuerung geschwenkt werden kann, an einer (in der Flugrichtung liegenden) Längsachse befestigt ist, mittels welcher bei Betätigung eines Hebels, von welchem die Drehung durch Kardanwellen übertragen wird, die sonst horizontal liegende Querachse mehr oder weniger geschwenkt resp. vertikal eingestellt werden kann.

Esnault Pelterie fertigt das Gerüst für seine Drachenflieger vollständig aus Stahlrohr. Sein Drachenflieger ist noch durch das Anlaufgestell bemerkenswert, indem derselbe nur zwei tandemartig hintereinander stehende Anlaufräder besitzt. Das den größten Teil der Last beim Anlauf tragende Vorderrad ist in einer durch eine starke Spiralfeder abgefederten Gabel gelagert, welche in ihrem Oberteil als Kolben ausgebildet ist, welcher Kolben bei seiner Bewegung in einem Stahlrohrzylinder Öl verdrängt und so als hydraulische Dämpfung der Federung dient. Das hintere kleinere Anlaufrad sitzt in einer Gabel, die mit der Achse des Seitensteuers fest verbunden ist und kann somit der Flugapparat beim Anlauf auf der Erde gesteuert werden, vorausgesetzt, daß kein seitlicher Windstoß es verhindert. Zum Schutze der Tragflächen sind außerdem noch an den äußeren Enden der vorderen Querleiste Schutzräder angebracht.

Auch der Motor von Esnault Pelterie, welcher fünf- oder siebenfächerförmig angeordnete luftgekühlte Zylinder hat, ist in seiner Konstruktion sehr interessant, doch hat er bisher nicht gehalten, was man sich von ihm versprochen hat. Esnault Pelterie hat jetzt seinen Motor umkonstruiert und ist derselbe in Heft 13, S. 167, beschrieben (Taf. XI, Fig. 9. u. 10).

Der Eindecker von Hanriot hat sich sehr gut bewährt und namentlich während der Flugwoche in Budapest und später in Rouen glänzende Flugleistungen gezeigt. Man kann den Hanriot als eine Kombination der Eindecker Blériot und Antoinette mit dem Zweidecker von Farman bezeichnen, denn vom Eindecker Blériot hat er die Tragflächen, die Schwanzflächen entsprechen fast ganz dem Antoinette und das Anlaufgestell ist wie beim Zweidecker Farman eine Verbindung von Anlaufrädern mit Landungskufen.

Von neuen Zweideckern ist namentlich der Zweidecker von Breguet zu beachten. Breguet war bekanntlich einer der ersten Franzosen, der sich mit dem Bau von dynamischen Flugapparaten befaßte, und konstruierte zusammen mit Prof. Richet einen Schraubenzieger, den ersten Schraub-



Fig. 16. Eindecker Hanriot (Führer Wagner) im Fluge.

flieger, der es bisher zu nennenswerten Flugleistungen gebracht hat. Sein zweiter Apparat war eine Kombination von Schraubenzieger und Drachenflieger, konnte aber bei seinen vorjährigen Leistungen während der Flugwoche in Reims die Drachenflieger nicht erreichen. Louis Breguet hat daher in diesem Jahre einen Drachenflieger konstruiert mit zwei übereinanderliegenden Tragflächen, wobei, nach einem früheren Vorschlage des Verfassers, die obere Tragfläche eine größere Spannweite als die untere hat, wodurch eine automatische Querstabilität erreicht wird. Beachtenswert ist die Art und Weise, wie die beiden Tragflächen untereinander verbunden sind. Statt der sonst üblichen Verbindung durch vertikale Stützen an den vorderen und hinteren Querrippen verbindet Breguet die Tragflächen nur durch vertikale Stützen aus Stahlrohr an der vorderen Querstrebe, und zwar liegt die Hauptquerstrebe etwa ein Viertel der Tiefe der Tragflächen von der Vorderkante der Tragflächen entfernt. Außer den hinteren Stützen fallen bei Breguet auch die Drahtverspannungen zwischen den vorderen und hinteren Stützen fort. Es führen nur vom oberen Ende der Stützen Verspannungen nach dem hinteren und vorderen Ende des Mittelkörpers seines Flugapparates. Infolge dieser Befestigung können die Längsrippen der oberen Tragfläche unter dem Druck der Luft nach oben zurückbiegen, ein Vorgang, der vom Konstrukteur beabsichtigt ist und seiner Meinung nach die Stabilität seines Apparates, namentlich bei böigem Winde, erhöht. Ebenso erleichtert diese Biegsamkeit der Tragfläche den Kurvenflug. In der Kurve streicht die Luft an der innenliegenden Seite der Tragfläche langsamer vorbei als an der Außenseite der Tragfläche. Die außen liegende Seite ist also einer höheren Luftgeschwindigkeit ausgesetzt und dementsprechend wäre ihr Widerstand höher. Dies wird zum Teil durch die Elastizität der Tragfläche ausgeglichen, indem sich die äußere Seite der Tragfläche mehr in die Flugrichtung zurückbiegt als die in der Kurve innen liegende Seite.

Um diese Einstellung der beiden Tragflächenseiten zwangsläufig zu machen, ist die Hauptquerstrebe derselben



Fig. 17. Zweidecker von Breguet, Seitenansicht (vom Konstrukteur doppelter Eindecker genannt).

ebenso wie die Tragfläche selbst in der Mitte geteilt. Die Hauptquerstrebe, die gewissermaßen eine Querachse bildet, ist nach Art des Differentialwerks bei Automobilen, da wo die Hälften derselben in der Mitte zusammenstoßen, mit Hebeln ausgerüstet. Diese Hebel greifen in einen zwischen ihnen liegenden Doppelhebel, der sich um einen Bolzen drehen kann, wodurch erreicht wird, daß eine Drehung der einen Querachsenhälfte eine Drehung der anderen Querachsenhälfte um den gleichen Betrag im entgegengesetzten Sinne herbeiführt. Wird also auf der einen Seite der Einfallswinkel vermehrt, so wird er auf der anderen Seite entsprechend vermindert. Und da diese Einstellung der Luftdruck selbst vornimmt, folgt daraus, daß der Widerstand auf beiden Tragflächenseiten stets derselbe sein muß, ob der Drachenflieger geradeaus oder in einer Kurve fliegt.

Unter der oberen Tragfläche sind an den vertikalen Stützen vertikale Führungsflächen angebracht, die nach unten etwa bis zur halben Höhe der Stützen reichen und nach hinten abgeschrägt sind. Auch diese Führungsflächen sind elastisch und können sich daher nach der Richtung des geringsten Widerstandes einstellen. In der Kurve werden sich die Flächen daher in den Kreisbogen der Kurve einstellen. Diese Biegung ist äußerst gering, der Konstrukteur legt aber auf die Biegsamkeit dieser Flächen großen Wert und nimmt an, daß die vorzügliche Stabilität seines Apparates zum großen Teil hierauf zurückzuführen ist. Unter der unteren Tragfläche sind noch zwei ähnliche vertikale Flächen angebracht, die der Führer durch seitliches Schwenken des Steuerhebels verbiegen kann, um dadurch auf der einen oder anderen Seite des Drachenfliegers einen Widerstand zu erzeugen und eine Neigung herbeizuführen. Hiermit werden kleinere Korrekturen der Querstabilität vorgenommen. Ist eine stärkere Neigung des Apparates erforderlich, so werden die Tragflächen verwunden, was durch eine größere seitliche Schwingung des Steuerhebels geschieht.

Die Schwanzfläche ist einfach vorhanden und ebenfalls sehr elastisch ausgeführt. Sie besitzt keine Querachse, sondern wird zum Zwecke der Höhensteuerung wie bei Etrich und Grade verbogen. Eine oben über dem Mittelkörper angebrachte Spiralfeder biegt hierbei die Schwanzfläche immer ein wenig nach oben, und zwar ist die Stärke der Feder so gewählt, daß der Führer das Höhensteuer loslassen kann, ohne befürchten zu müssen, daß sich der Flugapparat nach vorn überschlägt, vielmehr steht dann das Höhensteuer resp. die Schwanzfläche zu einem allmählichen Flug nach oben. Das Seitensteuer ist in gewöhnlicher Weise mit drehbarer Achse ausgeführt. Betätigt werden sämtliche Steuerbewegungen durch einen Hebel, der sich mittels Kardangelenks sowohl seitlich, wie vor- und rückwärts schwingen läßt. Wie schon bemerkt, beeinflußt die seitliche Schwingung die Querstabilität, während die Schwingung nach vorn und zurück die Schwanzfläche krümmt, also die Längsstabilität und Höhensteuerung beeinflußt. An dem Hebel ist oben an einer kurzen Achse ein Handrad gelagert, dessen Nabe mit einem Kettenrad ausgerüstet ist, von welchem eine Kette nach unten über Führungsrollen mittels Zugdrähten zum Seitensteuer führt. Der Führer kann daher mit einer Hand sämtliche Steuerbewegungen ausführen und hat die andere Hand zur Regulierung des Motors frei.

Der Motor, ein Renault, Gnome oder E. N. V.-Motor, leistet bis 50 PS und treibt eine dreiflügelige Schraube im Übersetzungsverhältnis 1 : 2 an. Die Schraube macht demnach 600 Touren pro Minute. Die Schraube hat einen verhältnismäßig großen Durchmesser von 2,85 m und eine Steigung von 2,9 m. Ebenso wie die Tragflächen sind auch die Flügel der Schraube elastisch, und zwar sind die Flügel aus einzelnen Aluminiumblechsegmenten zusammengesetzt und die Segmente etwa in der Entfernung von ein Drittel der Vorderkante auf einen Stahlrohrschaft aufgesteckt und durch eine federnde Stahlblechkammer befestigt. In dieser Weise sind auch die Tragflächen und alle sonstigen Steuer- und Stabilisierungsflächen hergestellt und sind daher die Flächen, ähnlich wie die Schwingen der Vögel, aus einzelnen beweglichen und federnden Elementen zusammengesetzt.

Um den Luftwiderstand aller Teile möglichst zu verringern, sind alle nicht überdeckten Streben und Stützen

der Trag- und Steuerflächen durch Aluminiumbleche überdeckt, so daß sie in der Flugrichtung einen fischförmigen Querschnitt haben. Aus gleichem Grunde sind auch die Speichen der Räder mit Aluminiumblech oder Stoff überdeckt. Das Anlaufgestell, welches etwas hinter dem Schwerpunkt zwei Anlaufräder und vorn unter dem Propeller ein Anlaufrad hat, ist mit einer Bremse versehen, indem vom Führersitz aus zwei Gleitkufen heruntergedrückt werden können.

Die Abmessungen des neuen Drachenfliegers von Breguet sind die folgenden: Spannweite der oberen Tragfläche 12 m, der unteren 9 m, Tiefe 1,8 m, Länge des Drachenfliegers 9,2 m; Abstand der beiden Tragflächen 2,8 m; Gewicht des Drachenfliegers 500 kg.

Bei allen seinen Flügen hat dieser Drachenflieger vorzügliche Stabilität gezeigt und ebenso ein hohes Tragvermögen. Wiederholt sind Passagierflüge mit zwei Passagieren, im ganzen also drei Personen, ausgeführt worden, wobei die Nutzlast inkl. Benzin ca. 250 kg betragen hat. Auf die Flächeneinheit der Tragflächen ist dies eine für Zweidecker bemerkenswert hohe Belastung. Es scheint demnach, daß die von Breguet gewählte elastische Tragfläche sich bewährt. Auch dürfte der weite Abstand der Tragflächen günstig wirken. Wichtig ist auch, daß der Drachenflieger mit abgestelltem Motor sehr stabile Gleitflüge ausführen kann, der Führer also bei defektem Motor vor einem Absturz sicher ist, wenn der Apparat nur sonst intakt bleibt.

Bemerkenswert ist noch, daß Breguet seinen Motor mit einer Friktionskupplung ausgerüstet hat, was namentlich für Überlandflüge wichtig ist, wenn der Führer eine Zwischenlandung macht und ohne fremde Hilfe weiterfliegen will. Der Führer kann den Motor mit ausgekuppeltem Propeller selbst andrehen, sich dann auf seinen Führersitz begeben, und durch Einschalten des Propellers, nachdem er sich vom guten Gang des Motors überzeugt hat, starten. Der Drachenflieger von Breguet ist nach vorstehendem eine durchaus eigene Konstruktion und nicht nur eine Verbesserung eines der bereits bekannten und bewährten Drachenfliegertypen. Da sich die neuen Prinzipien von Breguet bewährt haben, verdient dieser Drachenflieger die Aufmerksamkeit aller Konstrukteure.

Der Breguet-Zweidecker hat auch eine weit größere Geschwindigkeit gezeigt als die sonstigen Zweidecker, mit Ausnahme des Curtiß-Zweideckers, der beim Gordon-Bennett-Wettfliegen im vorigen Jahre den Schnellkeitspreis gewann. Die damals erzielte Geschwindigkeit ist aber jetzt während der Flugwoche in Reims von den Eindeckern Blériot (neuer Typ) und Antoinette übertroffen worden.

Trotz der bedeutenden Erfolge, die in der letzten Zeit in Budapest und Reims die Eindecker erzielt haben, werden die Zweidecker nicht so bald verdrängt werden, da die Konstrukteure derselben nicht müßig sind, sondern fortgesetzt bestrebt sind, Verbesserungen an denselben anzubringen. Zwar die älteren Zweideckertypen, wie der Zweidecker der Gebr. Voisin, dürfen als überholt bezeichnet werden, denn sie befriedigen nicht mehr bezüglich der Geschwindigkeit, namentlich wenn man die Motorleistung berücksichtigt und wegen ihres großen Gewichtes können sie keine hohe Nutzlast tragen. Es darf jedoch nicht verkannt werden, daß die alte Voisintype bei ruhiger Luft sehr stabil fliegt, und das Erlernen des Fliegens mit diesem langsam aber ruhig fliegenden Apparat verhältnismäßig leicht ist. Die Gebr. Voisin haben aber etwas zu lange gezögert, ihren Zweidecker, den neueren Erfahrungen entsprechend zu verbessern, und dadurch hat diese noch vor etwa Jahresfrist größte Flugzeugfabrik erheblich an Ansehen verloren (Fig. 11 u. 12).

Jetzt sind die Gebr. Voisin bemüht, das Versäumte nachzuholen und haben einen neuen Zweideckertyp herausgebracht, der bei geringerem Gewicht mit der gleichen Motorleistung eine erheblich größere Geschwindigkeit als der alte Typ entfaltet und von den Gebr. Voisin »Type de course« genannt wird. Dieser neue Zweideckertyp stellt einen Übergang des alten Voisintyps zum Zweidecker von Curtiß dar. Die verhältnismäßig große doppelte Schwanzfläche mit den vertikalen Zwischenwänden ist durch eine einfache einstellbare Schwanzfläche ersetzt. Auch zwischen den Tragflächen sind die vertikalen Wände verschwunden, und die Quer-

Stabilität wird, ähnlich wie bei Curtiß, durch einstellbare Stabilisierungsflächen zwischen den Tragflächen beeinflusst. Der Mittelkörper, der hinten den Motor mit Propeller, vorn das Höhensteuer und unten das Anlaufgestell trägt, ist im wesentlichen derselbe geblieben, doch ist das Anlaufgestell selbst erheblich vereinfacht und leichter geworden (Fig. 9 u. 10).

Obwohl mit diesem Typ gute Flugleistungen erzielt wurden, ohne daß es jedoch den Voisinpiloten gelang, die Flugleistungen der Farman- und Sommer-Zweidecker zu erreichen oder zu übertreffen, bringen die Gebr. Voisin neben diesem »Type de course« noch einen neuen Zweideckertyp heraus, welcher in Bauart der Trag- und Stabilisierungsflächen fast ganz dem Sommer-Zweidecker entspricht. Dieser Typ ist augenscheinlich durch den Umbau des alten Voisintyps entstanden, indem die untere Schwanzfläche fortgelassen ist und an die obere Tragfläche Stabilisierungsflächen angebracht wurden.

Die Mängel des Voisin-Zweideckers hatte der deutsche Fabrikant dieses Zweideckertyps, August Euler in Darmstadt, schon eher erkannt als die Gebr. Voisin selbst, und die in seiner Werkstatt gebauten Zweidecker sind erheblich leichter und in ihrer Form gefälliger als die Original-Voisin-Maschinen. Euler verbesserte auch wesentlich das Anlaufgestell und verminderte das Gewicht desselben erheblich, indem er auf die schwenkbaren Gabeln für die Anlaufräder verzichtete, dagegen aber einstellbare Gleitkufen oder Bremshebel neben den Rädern anordnete, die den Stoß beim Landen aufnehmen und die Geschwindigkeit schnell vermindern (Taf. XIII, Fig. 7 u. 8).

Die letzten Euler-Zweidecker sind mit rotierendem Motor ausgerüstet und hat Euler einen eigenen Typ dieser Motoren im Bau. (Fortsetzung folgt.)

Ergebnisse und Lehren der großen Flugwoche der Champagne.

Von Kapitän zur See a. D. v. Pustau.

Reims, 12. Juli 1910.

Die Urteile über die soeben beendete Monstreveranstaltung lauten je nach den Sonderinteressen der einzelnen Kritiker recht verschieden. Blériot und die Direktoren von Antoinette sind begeistert, weil ihre Marken einen Sieg von unerhörter Vollständigkeit gewonnen haben; H. Farman, Voisin und Sommer dagegen raisonnieren, weil ihre Zweidecker so schlecht abgeschnitten haben. Die Veranstalter weisen mit berechtigtem Stolz auf die großartigen neuen Rekorde jeder Art hin, wie sie in solcher Massenhaftigkeit allerdings nirgendswo anders als in Reims aufgestellt werden können; die Flieger ihrerseits klagen über die fortwährende gefährliche Behinderung während des Flugs durch die übergroße Zahl der Konkurrenten, über den miserablen Zustand des Bahngeländes und darüber, daß der einzelne unabhängige Flieger so gut wie gar keine Chancen gehabt hätte gegenüber den von den Firmen ins Feld geschickten Mannschaften. Das Publikum war zufrieden oder das Gegenteil, je nachdem das Wetter gut oder schlecht war oder seine erklärten Lieblinge, wie Latham, Labouchère, Morane Olieslaegers, sich zeigten resp. nicht zeigten. Die französische Presse endlich gab vielfach ihr Urteil dahin ab, daß das ganze Riesenmeeting ein Versager gewesen sei, woraus dann weiter gefolgert wurde, daß überhaupt die Wettbewerbe auf geschlossenen Bahnen sich überlebt hätten. Die Berichterstatter anderer Nationalitäten stimmten diesem Verdammungsurteil keineswegs in seinem ganzen Umfange bei. Gewiß gab es genug zu tadeln, zunächst an dem Programm, das, wie ich in meinem vorigen Berichte ausführte, manche großen und unverzeihlichen Schwächen aufwies. Dann aber auch an dessen Durchführung, die sowohl die Sicherheit der Flieger wie die des Publikums an den Vorgängen in der Luft nur in ganz ungenügender Weise berücksichtigte.

Das sind aber Fehler, die zum großen Teil auf die übergroße Anzahl der Konkurrenten zurückzuführen sind und die sich sehr wohl vermeiden lassen. Man muß sich nur darüber klar sein — und das ist in Deutschland heute

noch keineswegs der Fall —, daß das Arrangement von Flugmeetings genau so gut ein besonderes Spezialgebiet ist wie die Organisation von Pferde-, Rad- oder Automobilrennen. Seine Beherrschung erfordert gründliche Fachkenntnisse, und zwar ganz anderer Art wie etwa diejenigen der Flieger, denen man ebensowenig zumuten kann, ein Flugmeeting zu arrangieren, wie etwa einem erfolgreichen Jockey, an die Spitze des Union-Klubs zu treten. Das Meeting von Reims litt entschieden darunter, daß die sportlichen Leiter ihre Aufgabe nicht ernst genug nahmen und die Erfahrungen anderer Flugmeetings nicht genügend studiert hatten. Dies hat aber mit dem Prinzip der Wettbewerbe in geschlossenen Bahnen nicht das mindeste zu tun, im Gegenteil hatte gerade Reims in einem Punkte, nämlich der Konkurrenz der Fabrikanten, den Beweis geliefert, daß die Bahnenwettbewerbe sich noch in ganz anderer Weise ausbauen und umgestalten lassen, wie bisher geschehen.

Ihr bleibender Wert liegt darin, daß nur bei ihnen die Möglichkeit vorliegt, eine detaillierte Prüfung der einzelnen Eigenschaften der Flugzeuge vorzunehmen. Beispielsweise lassen sich größere Flughöhen, und was von größter Wichtigkeit ist, die Zeiten, die der Aufstieg erfordert, ferner die genaue Windgeschwindigkeit, bei der sich die einzelnen Typen noch oben zu halten vermögen, überhaupt nur bei einer abgesteckten Bahn, viele andere für die Praxis wie für die Theorie wichtige Einzelheiten jedenfalls nur hier mit der erforderlichen Genauigkeit feststellen.

Selbstverständlich sind die Überlandflugwettbewerbe über kürzere oder weitere Strecken die gegebene und unentbehrliche Ergänzung der Bahnkonkurrenzen, und sie werden mit fortschreitender Technik ja zweifellos auch eine immer steigende Bedeutung erlangen. Aber im heutigen Entwicklungsstadium können wir uns unmöglich allein auf sie verlassen, um die Schwächen und Fehler der einzelnen Systeme mit der erforderlichen Gründlichkeit zu prüfen. Wie viele von unseren deutschen Fliegern können sich oder ihren Flugzeugen denn gegenwärtig schon einen Überlandflug von nur 50 km zutrauen? Was wird die Polizei sagen, wenn erst die Unfälle sich häufen, bei denen Personen und Sachen beschädigt werden? Woher kommt schließlich das Geld, nicht nur für die Preise, sondern für die Organisation solcher offenen Wettbewerbe? Die Tausende von Mark betragenden Nebenkosten des Alpenflugs nehmen die Mailänder Organisatoren doch nur deshalb auf sich, weil sie hoffen, sie wieder durch die Eintrittsgelder derjenigen zu decken, die nachher auf dem abgeschlossenen Flugfelde die Alpenüberflieger aus der Nähe bewundern wollen. So bestreitet auch der *Matin* die Organisationskosten des *Circuit de l'Est* nur im wohlverstandenen eigenen Reklameinteresse. Bei uns wird aber ausgenommen von der Markierung der Flugstraße Johannistal—Mars kein Groschen ausgeworfen, um eine ebenso korrekte Durchführung der bisher ausgeschriebenen Überlandflug-Wettbewerbe in Deutschland zu gewährleisten, wie sie im Auslande bereits vorgesehen ist.

Es war nötig, diesen Gegenstand hier näher zu behandeln, weil gerade das Meeting von Reims der ausländischen Fachpresse die Veranlassung dazu gegeben hat, sich mit ihm eingehender als je zuvor zu beschäftigen.

In flugtechnischer Beziehung ist das wichtigste Ergebnis der großartigen Woche von Reims, daß die Zweidecker auch bis zum Schlusse immer weit hinter den Eindeckern zurückgeblieben sind. Ich hatte bereits im vorigen Berichte ausgeführt, daß das Fehlen des Dauerflugwettbewerbs und die nebensächliche Behandlung des Passagierflugs dies Resultat voraussehen ließen. Daß aber auch im Passagierwettbewerb die Zweidecker völlig versagen würden, das konnte man allerdings nicht voraussehen, und dies ist um so bedauerlicher, weil sich ihnen hier eigentlich die einzige Chance bot, ihr Ansehen wieder in etwas zu rehabilitieren.

Was die Gründe für die geringeren individuellen Leistungen der Zweidecker-Piloten waren, haben weder ich noch andere trotz vieler Umfragen herausgebracht. Die

Tatsache steht jedenfalls fest, daß mit wenigen Ausnahmen, unter denen der Amerikaner Weymann, der Deutsche Lindpaintner, der Holländer Fischer und der Belgier Kinet rühmlich hervorragten, die Führer der Biplane nicht annähernd so auf dem Posten waren, wie ihre Rivalen auf den Monoplanen. Es ist sehr schwierig, zu beurteilen, inwieweit das persönliche Element auch bei den Flügen in starkem Winde die Zweidecker hat unterliegen lassen. Auf jeden Fall muß man es aber mit in Betracht ziehen, um zu einer richtigen Bewertung ihrer eklatanten Niederlage in Reims zu gelangen; es wäre jedoch voreilig, allzu weitgehende Schlüsse auf die Überlegenheit des einen Systems über das andere zu ziehen.

Man kann jedoch sagen, daß die Zweidecker zurzeit gewaltig an Terrain verloren haben.¹⁾ Ob und in welcher Zeit sie den Vorsprung der Eindecker wieder einholen werden, ist sehr fraglich. Zu der Einführung der größten und wichtigsten Neuerung der starken Motoren wie z. B. des 100 PS Gnome-Motors haben die Eindecker die Führung.²⁾ Und mit welchem Erfolge! Das Erscheinen des Moraneschen Blériotflugzeugs mit dem neuen Motor war mit den imposanten Höhenflügen von Lathan und von Chavez — dieser stieg bei seinem zweiten Fluge (!) mit einem Blériot auf 1150 m auf — unstrittig die Sensation des Meetings von Reims.

Als Morane im Tempo von über 105 km/Std. zum ersten Male die Bahn umkreiste, mochte man seinen Augen nicht trauen, alle anderen Flugzeuge schienen ihm gegenüber, wie Pferdefuhrwerke, die von einem Automobil passiert werden, und zum ersten Male hatte man bei diesem Anblick die Empfindung nicht nur des gewöhnlichen Vogelflugs, sondern des Vorbeifliegens einer Schwalbe. Die Bahn war jedesmal überfüllt, wenn Morane mit seinem neuen Eindecker aufstieg,

¹⁾ Das zeigt sich auch schon darin, daß Jullerot und Chavez, zwei der bewährtesten Farmanpiloten, schon nach Budapest sich definitiv dem Eindecker zugewandt haben.

²⁾ Weymann erschien am letzten Tage gleichfalls mit einem 100 PS Gnome-Motor in seinem Farman Zweidecker, konnte aber keine volle Runde damit fliegen.

und er mußte deshalb die Pylonen in weitem Bogen umrunden, und wagte es auch somit noch nicht, seine volle Geschwindigkeit zu entfalten. Trotzdem erscheint es durchaus glaubhaft, daß Blériot sein Ziel, nämlich 180 km/Std. auf gerader Strecke mit diesem neuen Modell, das sich durch besonders schmale, aber sehr tiefe Flügel auszeichnet, erreichen wird.

In 1½ Stunden von Berlin nach Hamburg! Welche weltweiten Aussichten eröffnen sich hiermit der Aviatik! Man mag noch so viel davon reden, daß in manchen Fällen, namentlich im militärischen Beobachtungsdienst Langsamkeit nützlicher sein kann als Geschwindigkeit: dennoch gehört dieser und nicht jener die Zukunft. Ganz abgesehen von allem übrigen sind die Stabilität der Flugzeuge und ihre Fähigkeit, rasch in große Höhen zu gelangen und sich dort zu halten, direkt von ihrer Geschwindigkeit abhängig.

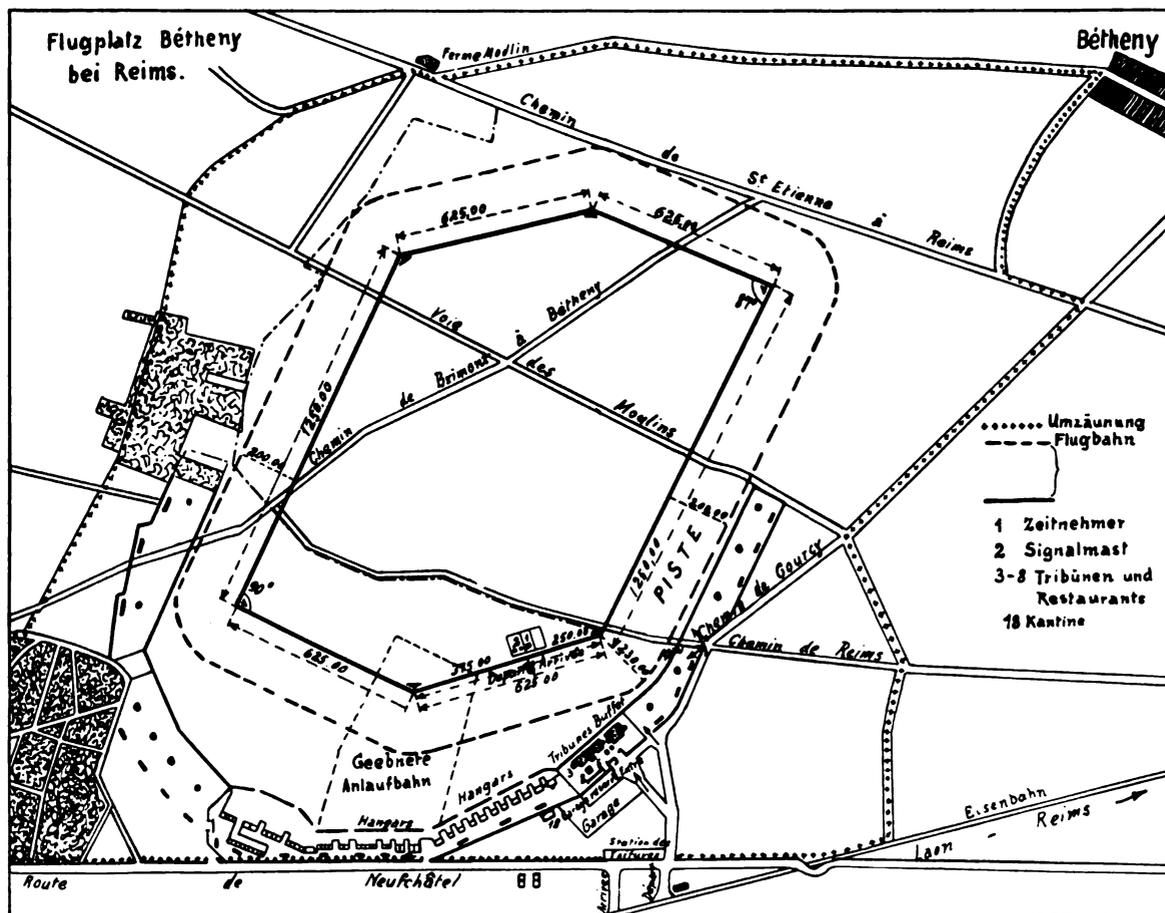
Man muß deshalb unbedingt die von Blériot zuerst geglückte Überschreitung der 100 km/Std.-Grenze als einen großen bedeutungsvollen Erfolg ansehen. Es tut gar nichts zur Sache, daß es offenbar ein Unding ist, für den Flug eines einzelnen Menschen 100 PS aufzuwenden, ja, daß wir uns hiermit ohne Zweifel immer weiter von den Vorbildern der Natur entfernen, die ein solches Mißverhältnis zwischen der aufgewendeten Kraft und der geleisteten Arbeit nirgends, auch beim schnellsten Vogelflug nicht aufweist. Die Hauptsache ist, daß wir wieder einen großen Schritt vorwärts getan haben: mit der Kraftvergeudung wird die Technik sich hernach schon abzufinden wissen, und hierfür hat uns wiederum Reims einen interessanten Beweis geliefert, indem hier die allerkleinsten Zweidecker- und Eindeckertypen sich bei ihrem ersten Debuts ganz vortrefflich neben den älteren anspruchsvolleren Modellen bewährt haben.

Das nur 340 kg schwere Flugzeug von Goupy war das schnellste von allen Zweideckern, es manövrierte ausgezeichnet, und hat sogar als einziger Biplan im Passagierflug einen neuen Rekord aufgestellt. Noch bemerkenswerter aber war die Leistung des Eindeckers von Nieuport, der mit nur 22 PS im Passagierflug, im Höhenflug und im Überlandflug tadellos abschnitt und auch böiges

Wetter keineswegs fürchtete. Bei diesen und ähnlichen Konstruktionen tritt uns somit schon klar die vorerwähnte sekundäre Entwicklungsphase vor Augen, deren Ziel es ist, die von den schöpferischen Pionieren mit einem übermäßigen Aufwande von Mitteln erzielten Leistungen in ökonomischerer und zweckmäßiger Weise zu erreichen.¹⁾

Es erregte übrigens berechtigtes Aufsehen, als ein komplettes Nieuport-Flugzeug auf einem gewöhnlichen Automobilchassis hinten aufgeschnallt, in die Schuppenstadt einfuhr. Es ist dies eine neue Lösung für die Frage des Transports, wäh-

¹⁾ Beschreibung folgt in Heft 15.



rend des Nichtgebrauchs, die von Pischof und Hanriot durch den automobilähnlichen Ausbau ihres Untergestells auf andere Weise angestrebt haben. Auch Blériot hat einen Anhängewagen konstruiert, um Drachenflieger im Schlepptau von Automobilen zu transportieren. Zweifellos wird noch dieses Jahr eine ganze Menge weiterer interessanter Konstruktionsverbesserungen speziell in Frankreich bringen, da hier der Flugapparatebau fast ausschließlich in den Händen der ersten Meister liegt, für die die bloße Kunst des Fliegens ein überwundener Standpunkt ist, und die nunmehr ihr ganzes Können auf die Vervollkommnung des Flugzeugbaues konzentrieren. Auch Paulhan soll die Errichtung einer Fabrik beabsichtigen.

Welche Verbesserungen die Motoren, die Schrauben, die Zündung und andere Einzelteile erfahren werden, darüber hat Reims keinerlei Aufklärung gebracht. Nach wie vor haben die Gnôme-Motoren, die Integral- (neuerdings auch die Normal-) Schrauben, die Bosch-Zündung unbestritten die Führung, ebenso wie der Continentalstoff, der auf nicht weniger als 40 von 73 Apparaten vertreten war. Der Clerget-Motor (auf Hanriot) und der Laber-Picker-Motor werden allgemein recht günstig beurteilt, ohne daß sie jedoch irgendwie besonders hervortraten. Das ausnahmsweise ausgezeichnete Funktionieren der Antoinette-Motoren schrieb man lediglich dem Umstand zu, daß die Firma sie in Reims durch ihre allerersten Kräfte aus der Fabrik instand halten ließ. Mehrfach wurde ich nach dem Albatros-Eindecker, System Antoinette mit dem 50 PS Gnôme-Motor von Wincziers gefragt, dessen solide Bauart einen vorzüglichen Eindruck gemacht hatte¹⁾.

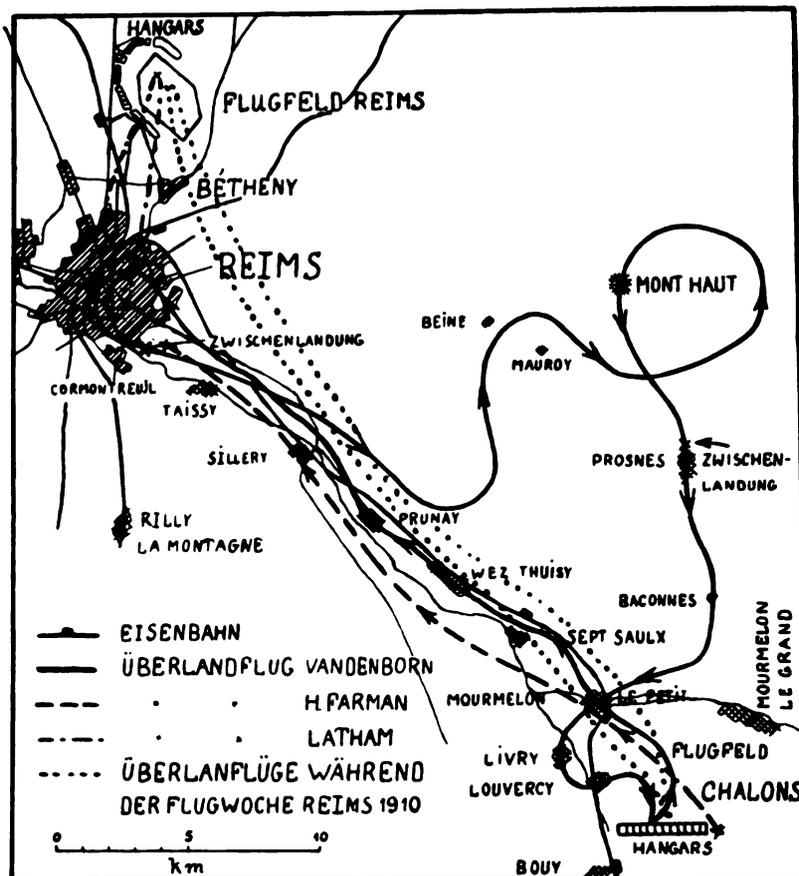
Über den Verlauf des Meetings im einzelnen bleibt nicht mehr allzuviel zu sagen. Dem Leserkreis dieser technischen Zeitschrift brauche ich nicht erst besonders das eingehende Studium der weiter unten folgenden Listen der Rekords und der Ergebnisse der Wettbewerbe anzuempfehlen. Es läßt sich sehr viel Interessantes und Lehrreiches herauslesen, zumal, wenn man dabei auf die vorjährigen Resultate von Reims zum Vergleiche zurückgreift.

Das schlechte, meistens bis 5 Uhr sehr stark böige Wetter ermöglichte die Feststellung, daß es in Reims über ein Dutzend Flieger gab, die sich durch 10—12 m Windgeschwindigkeit (von mir persönlich am Anemometer abgelesen) vom Aufsteigen nicht abhalten ließen.

Die Überfüllung der 5 km messenden Flugbahn — es waren einmal 21 Flieger gleichzeitig in der Luft — ist die Ursache nicht nur des traurigen Unfalls der Baronin de la Roche gewesen, an dem übrigens Lindpaintner nicht die geringste Schuld hatte, sondern sie hat auch sonst zahllose unfreiwillige Landungen zur Folge gehabt. Da der größte Teil der Flugbahn mit hohem Getreide bestanden war, gab es dabei natürlich massenhafte große und kleine Havarien am Material; Verletzungen der Flieger kamen glücklicher, aber auch wunderbarer Weise nach den Abstürzen von Wachter, der Baronin und von Martinet, nicht mehr vor. Besonderes Interesse erregte ein Unfall von Thomas, dem es ganz ähnlich wie Wachter passierte, daß der eine Flügel seines Antoinette-Apparats plötzlich senkrecht nach oben aufklappte. Zum Glück geschah dies bei der Landung unmittelbar über dem Erdboden, sonst wäre wieder ein großes Unglück entstanden.

Die Vornahme der Geschwindigkeits-Wettbewerbe in Serien zu drei Flugzeugen hat sich nicht, wie gehofft, als Attraktion erwiesen. Man vermochte die einzelnen Flieger nicht zu verfolgen. Interessant für das Publikum waren nur, wie immer, die Höhenflüge, speziell, wenn Morane in knapp einer Runde bis auf über 500 m aufstieg, und der kurze Überlandflug von 22 km um den Ephrussi-Preis.

¹⁾ Die Konstruktionszeichnungen dieses Eindeckers werden in dem Aufsatz von Gabriel veröffentlicht.



Karte der Überlandflüge von Reims und Chalons.

Hier starteten nämlich immer drei Apparate gleichzeitig, so daß man, da die Bahn somit leer war, den Beginn des Wettkampfes innerhalb jeder Serie sehr hübsch beobachten konnte. Bis zur Rückkehr hatte sich freilich infolge der großen Geschwindigkeitsunterschiede die Serien derartig durcheinandergeschoben, daß, wer nicht Papier und Bleistift benutzt hatte, unmöglich wissen konnte, welche Reihenfolge die Siegerliste aufwies.

Überlandflüge mit und ohne Passagiere kamen im übrigen auch außerhalb des Programms, besonders nach dem abendlichen Böllerschuß, massenhaft vor. Die Flieger ließen sich in diesem Vergnügen auch durch die ihnen auferlegten Geldstrafen nicht stören. Bei weitem den größten Eindruck machte jedenfalls die Ankunft der Leutnants Camermann und Féquant im Aeroplan aus dem Lager von Chalons. Mit nicht enden wollendem Jubel wurden sie begrüßt beim Abfahren ihrer Ehrenrunden des Offiziers-Wettbewerbs. Wenn sie dann aber abends wieder stolz zurücksegelten in ihre Quartiere und die »vive la France!«-verklungen waren, dann bedurfte es nicht erst der indirekt an meine Adresse gerichteten Bemerkungen der französischen Journalisten, um mir darüber klar zu werden, in wie verantwortlicher Weise die führenden Kreise Deutschlands die aviatische Bewegung vernachlässigt haben, die Frankreich bis heute schon nicht nur Ruhm und hohe militärische Vorteile, sondern auch ungezählte Millionen eingebracht hat.

Definitive Resultate.

A. Großer Preis der Champagne:

1. Preis 50000 Frs. Antoinette 2601 km, nicht plaziert.
2. » Blériot 2303 km.
3. » H. Farman 1827 km.
4. » Sommer 1269 km.

B. Distanzpreis:

1. Preis 20000 Frs. Labouchère (Antoinette) 340 km in 4 Std. 37 Min. $\frac{2}{5}$ Sek.
2. » 5000 » Olieslaegers (Blériot) 225 km 2 Std. 55 Min. $\frac{5}{6}$ Sek.

Fortsetzung siehe Seite 189.

Zusammenstellung der Flugapparate der großen Flugwoche von Reims

System E = Eindecker Z = Zweidecker	Anzahl der Apparate	Führer	Ge- wicht kg	Spann- weite m	Ganze Länge m	Querstabilität	Große der Tragfläche qm	Anlaufstell	Stoßfänger	Fabrikant	Leistung PS	Zylinder					
Antoinette E	6	Labouchère	520	15	12	Verwindung	35	2 Räder 1 Kufe	Pneumatisch	Antoinette	50	8 Zylinder					
		Latham	520	15	12	›	35		›	›	E. N. V.	60	V-förmig				
		de Mumm	520	15	12	›	35		›	›	Antoinette	50	›				
		Thomas Wachter	520 520 520	15 15 15	12 12 12	› › ›	35 35 35	› › ›	› › ›	› › ›	› › ›	50 50 50	› › ›				
		Blériot E	11	Lt. Aquaviva	340	8,90	7,65	Verwindung	14	3 Räder	Gummizug	Gnôme	50	7 Zylinder rotierend			
				Aubrun	340	8,90	7,65	›	14	›	›	›	›	50	›		
Blériot	340			8,90	7,65	›	14	›	›	›	›	50	›				
Cattaneo	340			8,90	7,65	›	14	›	›	›	›	50	›				
A. Leblanc	340			8,90	7,65	›	14	›	›	›	›	50	›				
Mamet	340			8,90	7,65	›	14	›	›	›	›	50	›				
Morane	340			8,90	7,65	›	12	›	›	›	›	100	14 Zylinder				
Noel	340			8,90	7,65	›	14	›	›	›	›	50	7				
Olieslaegers	340	8,90	7,65	›	15	›	›	›	›	50	›						
Breguet Z	2	Bathiat	580	12	8,80	Verwindung und Führungsflächen	40	3 Räder	Pneumatisch mit Öldämpfung	Gnôme	50	7 rotierend					
		Hesne	580	12	8,80		40				›		›	›	›	›	
H. Farman Z	15	De Baeder	550	10,40	13,20	Hilfsflügel	50	4 Räder, 2 Kufen	Gummizug	›	Wolseley	60	8 V-förmig				
		Van de Born	550	10,40		›	50				›	Gnôme	50	7 rotierend			
		Christaens	550	10,40		›	50				›	›	›	›	50	7	
		Cheuret	550	10,40		›	50				›	›	›	E. N. V.	60	8 V-förmig	
		Chavez	500	10,40		›	42				›	›	›	Gnôme	50	7 rotierend	
		Ltn. Camermann	550	10,40		›	50				›	›	›	›	›	50	7
		Effimoff	550	10,40		›	59				›	›	›	E. N. V.	60	8 V-förmig	
		Leutn. Féquant	600	13,40		›	50				›	›	›	Gnôme	50	7 rotierend	
		Fischer	500	10,40		›	42				›	›	›	›	›	50	7
		Frey	500	10,40		›	50				›	›	›	›	›	50	7
		Julterot	550	10,40		›	50				›	›	›	›	E. N. V.	60	8 V-förmig
		Kinet	500	10,40		›	42				›	›	›	›	Gnôme	50	7 rotierend
		Martmet	550	10,40		›	50				›	›	›	›	›	50	7
Tétard	550	10,40	›	50	›	›	›	›	›	50	7						
Weymann	500	10,40	›	42	›	›	›	›	›	50	7						
M. Farman Z	1	Balsau	490	11,—	12,75	Hilfsflügel	50	›	Federn	Renault	55	8 V-förmig					
Goupy Z	1	Ladougne	300	6,—	7,—	Hilfsflügel	22	3 › 2 ›	Gummizug	Gnôme	50	7 rotierend					
Hanriot E	4	Delétang	380	11,70	10,—	Verwindung	25	2 › 2 ›	›	Clerget	40	4 vertikal					
		Hanriot	380	11,70	10,—	›	25	› ›	›	›	40	4 ›					
		Wagner	380	11,70	10,—	›	25	› ›	›	Gregoire Gyp	40	4 ›					
		›	290	9,20	8,—	›	16	› ›	›	Darracq	40	4 horizontal					
Nieuport E	3	Nieuport	225	8,40	7,—	Automatisch	14	2 › 1 ›	Blattfedern	›	22	2 gegenüberst.					
		Niel	225	8,40	7,—	›	14	› ›	›	›	22	2 ›					
		Nogues	225	8,40	7,—	›	14	› ›	›	›	22	2 ›					
Sommer Z	8	Bouvier	330	10,—	12,—	Hilfsflügel	36	› ›	Elastische Puffer	Gnôme	50	7 rotierend					
		Effimoff	330	10,—	12,—	›	36	› ›	›	›	50	7 ›					
		de Petrowsky	330	10,—	12,—	›	36	› ›	›	›	50	7 ›					
		Lindpaintner	330	10,—	12,—	›	36	› ›	›	›	50	7 ›					
		Crochon	330	10,—	12,—	›	36	› ›	›	›	50	7 ›					
		Legagneux	330	10,—	12,—	›	36	› ›	›	›	50	7 ›					
		Sommer	330	10,—	12,—	›	36	› ›	›	›	50	7 ›					
		Verstaeten	330	10,—	12,—	›	36	› ›	›	›	50	7 ›					
Sauchez Besa Z	4	Bielovucic	500	11,—	12,50	›	50	4 › 2 ›	Gummi	E. N. V.	60	8 V-förmig					
		Dequet	500	11,—	12,50	›	50	› ›	›	›	60	8 ›					
Savary Z	3	Camermann	425	8,50	9,—	›	30	2 › 1 ›	ohne Federung	›	60	8 ›					
		Andre Frey	425	8,50	9,—	›	30	› ›	›	›	60	8 ›					
		de Laborie	425	8,50	9,—	›	30	› ›	›	›	60	8 ›					
Tellier E	1	Dubonnet	500	11,70	11,—	Verwindung	24	2 Räder	Federn	Pauhard	35	4 vertikal					
Voisin Z	5	Bregi	550	11,50	12,—	Hilfsflügel	50	5 ›	›	Gnôme	50	7 rotierend					
		Dufour	550	11,50	12,—	›	50	›	›	Labor Picker	70	4 vertikal					
		Metrot	350	9,—	9,—	›	33	›	›	E. N. V.	60	8 V-förmig					
		de Ridder	550	11,50	12,—	›	30	›	›	›	60	8 ›					
		Baronin de Laroche	550	11,50	12,—	Führungsflächen	50	›	›	›	60	8 ›					
Wright mit Schwanzfläche Z	1	Capitaine Etévé	450	12,50	10,50	Verwindung	50	2 Räder, 2 Kufen	ohne Federung	Wright	32	4 vertikal					

von A. Vorreiter.

Kühlung	Bohrung	Hub	Fabrikant	Flügel	Material	Durchmesser m	Steigung	Touren
Wasser	110	105	Chauvière	2	Holz	2,40	1,80	1,200
»	105	110	—	2	»	2,40	1,80	1,200
»	110	105	Antoinette	2	Stahlschaft-Aluminiumflügel	2,0	1,—	1,200
»	110	105	Rasmanoff	2	»	2,4	—	1,200
»	110	105	—	2	»	2,4	—	1,200
»	110	105	Antoinette	2	»	2,4	—	1,200
Luft rotierend	120	120	Chauvière	2	Holz	2,80	1,20	1300
»	120	120	»	2	»	2,80	1,20	1300
»	120	120	»	2	»	2,80	1,50	1300
»	120	120	»	2	»	2,80	1,20	1300
»	120	120	»	2	»	2,80	1,20	1300
»	120	120	»	2	»	2,80	1,20	1300
»	120	120	»	2	»	2,80	2,50	1300
»	120	120	»	2	»	2,80	1,20	1300
»	120	120	»	2	»	2,80	1,20	1300
Luftkühlung	110	120	Chauvière	2	Holz	2,60	2,25	700
»	110	120	Breguet	3	Stahlschaft Aluminiumflügel	2,85	2,90	600
Wasser	110	115	Chauvière	2	Holz	2,65	2,75	600
Luftkühl.	110	120	»	2	»	2,60	1,45	1300
»	110	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
Wasser	110	110	Maxima	2	»	2,60	1,45	1200
Luftkühl.	110	120	Chauvière	2	»	2,60	1,45	1200
»	105	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
Wasser	110	110	»	2	»	2,60	1,45	1200
Luftkühl.	110	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
»	110	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
»	110	120	»	2	»	2,60	1,32	1300
Wasser	105	110	»	2	»	2,60	1,45	1300
Luftkühl.	120	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
»	120	120	»	2	»	2,60	1,60	1300
»	110	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
»	110	120	»	2	»	2,60	1,32	1300
Luft	90	120	»	2	»	2,60	1,45	900
Luftkühlung	110	120	Progressive	2	»	2,50	1,50	800
»	»	»	»	2	»	»	»	»
Wasser	130	100	Chauvière	2	»	2,20	1,15	1200
»	130	120	»	2	»	2,20	1,30	1200
»	92	140	»	2	»	2,20	1,15	1200
Luft	130	120	»	2	»	2,20	1,30	1200
»	120	130	»	2	»	2,—	1,50	1300
»	120	130	»	2	»	2,—	1,30	1300
»	120	130	»	2	»	2,—	1,35	1300
Luftkühl.	110	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
»	100	120	»	2	»	2,60	1,45	1200
»	110	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
»	100	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
»	110	120	»	2	»	2,60	1,45	1200
»	110	120	»	2	»	2,60	1,40	1330
»	110	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
»	110	120	»	2	»	2,60	1,40	1300
Wasser	105	110	Maxima	2	»	2,60	1,45	1200
»	105	110	Chauvière	2	»	2,60	1,45	1200
»	105	110	Savary	2	»	2,20	1,80	500
»	105	110	»	2	»	2,20	1,80	500
»	105	110	Maxima	2	»	2,20	1,80	500
»	110	140	Tellier	2	»	2,50	1,25	1100
Luftkühlung	110	120	Voisin	2	Stahlschaft Aluminiumflügel	2,—	1,50	1150
Wasser	102	110	Espinosa	2	Holz	2,30	1,25	1100
»	105	110	Maxima	2	»	2,60	1,45	1200
»	105	110	Voisin	2	Stahlschaft Aluminiumflügel	2,—	1,50	1150
»	105	110	»	2	do.	2,60	1,50	1150
»	100	112	Chauvière	2	Holz	2,80	1,20	1300

Fortsetzung von Seite 187.

3. Preis 3000 Frs. Tétard (Farman) 185 km.
4. » 2000 » Cattaneo (Blériot) 180 km.

C. Michelin-Pokal-Preis:

2000 Frs. Größte Distanz innerhalb einer Bahn.
Olieslaegers (Blériot) 392,750 km in 5 Std. 3 Min. 1/5 Sek. (Zählt für den Distanzpreis in Reims nicht mit, da der Weltrekord nach dessen offizieller Beendigung aufgestellt wurde.)

D. Ausscheidungspreis für den Gordon-Bennet-Wettbewerb:

1. Preis Leblanc (Blériot) 100 km in 1 Std. 19 Min. 13,3 Sek.
2. » Latham (Antoinette) 100 km in 1 Std. 24 Min. 58,3 Sek.
3. » Labouchère (Antoinette) 100 km in 1 Std. 25 Min. 24 Sek.

E. Höhenpreis:

1. Preis 10000 Frs. Latham (Antoinette) 1384 m.
2. » 5000 » Chavez (Blériot) 1150 m.
3. » Morane (Blériot) 750 m.

F. Offizierspreis:

1. Preis 2500 Frs. Leutnant Camerann (Farman) 50 km in 46 Min. 50 Sek.
2. Preis 2500 » Leutnant Féquant (Farman) 50 km in 47 Min. 40 Sek.

G. Damenpreis:

1. Preis Baronin de la Roche (Voisin) 5 km.

H. Passagierpreis:

1. Preis 5000 Frs. Mamet (Blériot) mit zwei Passagieren 92,750 km.
2. » Aubrun (Blériot) mit einem Passagier 137,125 km in 2 Std. 9 Min. 7/8 Sek.
3. » Ladougue (Goupy) mit einem Passagier 10 km in 8 Min. 14 2/5 Sek.

I. Geschwindigkeitspreis über 20 km:

1. Preis 10000 Frs. Morane (Blériot) 12 Min. 45,3 Sek. (106,508 km/Std.)
2. » 3000 » Leblanc (Blériot) 12 Min. 55,4 Sek.
3. » 2000 » Olieslaegers (Blériot) 13 Min. 15 Sek.

K. Preis Michael Ephrussi für einen Rundflug von ca. 22 km über Land.

1. Preis 10000 Frs. Leblanc (Blériot) 17 Min. 14,1 Sek.
2. » Wagner (Hanriot) 20 Min. 57,4 Sek.
3. » Nieuport (Nieuport) 23 Min. 22,3 Sek.
4. » v. Pischoff (Werner-Pischoff) 24 Min. 46 1/5 Sek.
5. » Lindpaintner (Sommer) 25 Min. 51,1 Sek.
6. » Hanriot (Hanriot) 26 Min. 35 Sek.
7. » Aubrun (Blériot) 29 Min. 34,2 Sek. (mit einer Dame als Passagier).
8. u. 9. Preis Latham und Weymann aufgegeben vor Verlassen des Flugplatzes.
10. Preis Morane vor dem Start aufgegeben.

L. Totalisation der Höhen (über 200 m):

1. Preis 3000 Frs. Latham (Antoinette) 8093 m.
2. » 1500 » de Baeder (Farman) 6460 »
3. » 500 » Morane (Blériot) 4336 m.

M. Totalisation der Distanzen:

1. Preis 15000 Frs. Olieslaegers (Blériot) 1692 km in 19 Std. 11 Min. 45 Sek.
2. » 8000 » Wagner (Farman) 1254,560 km (gleich rund 88 km/Std.).
3. » 4000 » Fischer (Farman) 1160,25 km.
4. » 3000 » Labouchère (Antoinette) 1154,25 km.
5. » Latham (Antoinette) 926,5 km.
6. » Legagneux (Sommer) 875 »
7. » Thomas (Antoinette) 860 »
8. » Kinet (Farman) 678 »
9. » Cattaneo (Blériot) 595 »

10. Preis	Lindpaintner (Sommer) 539 km
11. »	Hanriot (Hanriot) 539 »
12. »	Efimoff (Sommer) 342 »
13. »	Wagner (Hanriot, der erste Sieger von Budapest 315 km.

ferner:

20. Preis	Ladougne (Goupy) 145 km.
21. »	Wachter (Antoinette) 143 » (am ersten Tage bis zu seinem Todestage).
25. »	v. Pischoff (Werner) 70 km.
29. »	Bathiat (Bréguet) 50 »
30. »	Colliex (Voisin) 45 »
31. »	Nieuport (Nieuport) 35 »
35. »	Alfred Frey (Farman) 25 »
36. »	Andree Frey (Savary) 25 »
39. »	v. Mumm (Antoinette) 14,6 »
46. »	Pequet (Sanchez Besa) 5 »

N. Tragdrachenpreis:

1. Preis 7000 Frs.	Leutnant Basset 42 Min. 43 Sek. 110 m.
2. » 3000 »	Kapitän Madiot 37 » 37 » 180 »

Mechaniker-Preis:

Personal der Firma Antoinette 1296 Frs., Personal der Firma Blériot 1132 Frs. (0,50 Frs. pro km Distanz im großen Preis der Champagne), Personal der Firma H. Farman 104 Frs.

Rekord-Prämien:

Olieslaegers (Blériot) für das erste Schlagen des Michelin-Rekords mit 255,25 km in 3 Std. 20 Min. 4¹/₅ Sek.

Latham (Antoinette) für den neuen Höhenrekord von 1384 m.

Neue Rekords der Woche von Reims 1910.

5 km:	
4. Juli	Morane (Bl.) 3 Min. 15 Sek.
7. »	» » » 3 » 14,3 »
8. »	Leblanc » 3 » 12,4 »
9. »	Morane » 2 » 56 »
10. »	» » » 2 » 53,3 »
	Schnellste Runde 2 » 48,3 »
10 km:	
4. Juli	Morane (Bl.) 6 Min. 48 Sek.
5. »	» » » 6 » 36 »
8. »	Leblanc » 6 » 33 »
9. »	Morane » 5 » 47 »
10. »	» » » 5 » 42 »
20 km:	
4. Juli	Olieslaegers (Bl.) . . 14 Min. 56 Sek.
7. »	Morane (Bl.) 13 » 8 »
10. »	» » » 12 » 45,3 »
30 km:	
4. Juli	Olieslaegers (Bl.) . . 22 Min. 31 Sek.
9. »	» » » 20 » 43 »
40 km:	
4. Juli	Olieslaegers (Bl.) . . 30 Min. 11 Sek.
9. »	» » » 27 » 25 »
50 km:	
3. Juli	Wachter (Ant.) 39 Min. 39 Sek.
7. »	Leblanc (Bl.) 37 » 50,3 »
9. »	Olieslaegers 34 » 6,3 »
60 km:	
3. Juli	Wachter (Ant.) 47 Min. 15 Sek.
7. »	Leblanc (Bl.) 45 » 28,3 »
9. »	Olieslaegers 40 » 56 »
70 km:	
3. Juli	Olieslaegers (Bl.) . . 55 Min. 40 Sek.
7. »	Leblanc (Bl.) 53 » 32,4 »
9. »	Olieslaegers 47 » 45,1 »
80 km:	
4. Juli	Olieslaegers (Bl.) . . 1 St. 3 Min. 22 Sek.
7. »	Leblanc (Bl.) 1 » 2 » 22,3 »
8. »	Olieslaegers (Bl.) . . 1 » 1 » 11,3 »
9. »	» » » 54 » 44,3 »

90 km:	
4. Juli	Latham (Ant.) 1 St. 14 Min. 47,4 Sek.
7. »	Leblanc (Bl.) 1 » 11 » 15,2 »
9. »	Olieslaegers 1 » 1 » 23,1 »
100 km:	
7. Juli	Latham (Ant.) 1 St. 23 Min. 23 Sek.
7. »	Leblanc (Bl.) 1 » 16 » 11 »
9. »	Olieslaegers 1 » 8 » 1 »
150 km:	
7. Juli	Olieslaegers (Bl.) . . 2 St. 3 Min. 49,1 Sek.
8. »	Latham (Ant.) 2 » 1 » 6 »
8. »	Olieslaegers (Bl.) . . 1 » 54 » 54,2 »
10. »	» » » 1 » 53 » 28,3 »
200 km:	
7. Juli	Latham (Ant.) 2 St. 46 Min. 2 Sek.
8. »	Olieslaegers 2 » 35 » 18,2 »
10. »	» » » 2 » 31 » 40 »
250 km:	
7. Juli	Olieslaegers (Bl.) . . 3 St. 34 Min. 53,4 Sek.
10. »	» » » 3 » 8 » 44,3 »
300 km:	
9. Juli	Labouchère (Ant.) . . 4 St. 5 Min. 14,2 Sek.
10. »	Olieslaegers 3 » 47 » 33,2 »
350 km:	
10. Juli	Olieslaegers (Bl.) . . 4 St. 24 Min. 23,3 Sek.

Zeitrekords.

1 Stunden:	
7. Juli	Leblanc (Bl.) 80 km
10. »	Olieslaegers 87,75 »
2 Stunden:	
7. Juli	Olieslaegers (Bl.) . . 145,25 km
8. »	» » » 156,50 »
3 Stunden:	
7. Juli	Latham (Ant.) 215 km
9. »	Labouchère 217,75 »
10. »	Olieslaegers 237,75 »
4 Stunden:	
9. Juli	Labouchère (Ant.) . . 292,75 km
10. »	Olieslaegers 315,25 »
5 Stunden:	
10. Juli	Olieslaegers (Bl.) . . 390,25 km.

Passagierrekords.

a) mit 1 Passagier:	
9. Juli	10 km Ladougne (Coupy) . . 8 Min. 14,2 Sek.
20 »	Aubrun (Bl.) 19 » 39,1 »
30 »	» » » 29 » 10 »
40 »	» » » 38 » 51 »
50 »	» » » 48 » 28 »
60 »	» » » 57 » 58,2 »
70 »	» » » 1 St. 7 » 31,3 »
80 »	» » » 1 » 16 » 59,2 »
90 »	» » » 1 » 36 » 6 »
b) mit 2 Passagieren:	
10 km	Mamet (Bl.) 10 Min. 18,4 Sek.
20 »	» » » 21 » 14 »
30 »	» » » 31 » 53,1 »
40 »	» » » 42 » 32,3 »
50 »	» » » 52 » 56,1 »
60 »	» » » 1 St. 3 » 20,3 »
70 »	» » » 1 » 14 » 38,3 »
80 »	» » » 1 » 25 » 33 »
90 »	» » » 1 » 36 » 4 »
c) Größte Distanz und Dauer mit 1 Passagier:	
9. Juli	Aubrun (Bl.) 137,125 km in 2 St. 9 Min. 7,4 Sek.
d) Größte Distanz mit 2 Passagieren:	
9. Juli	Mamet (Bl.) 92,75 km.

Dauer- und Distanzrekords.

Zu schlagen:

Farman am 23. IX. 09. 234,212 km in 4 St. 17 Min. 53,4 Sek.
Olieslaegers » 7. VII. 10. 255,250 » » 3 » 20 » 4,4 »
Labouchère » 9. VII. 10. 340 » » 4 » 39 » 21,1 »
Olieslaegers » 10. VII. 10. 392,75 » » 5 » 3 » 5,1 »

Zum Schluß seien hier noch einige Zahlen aus den Fluglisten genannt, die die Größe der in Reims gebotenen Leistungen veranschaulichen. Olieslaegers hat, da ein Flugtag des schlechten Wetters wegen ausfiel, an 7 Tagen durchschnittlich **242 km** mit einer Durchschnittsgeschwindigkeit von über 88 km pro Stunde zurückgelegt. Seine größte Tagesleistung war die vom 8. Juli, wo er mit einer einmaligen Unterbrechung 420 km in 5 Std. 20 Min. zurücklegte. Am gleichen Tage betrug die Totaldistanz von Legagneux 300 km, von Cattaneo, Weymann, Fischer, Wagner, Kinet, Thomas, Latham zwischen 200—300 km von fünf weiteren Fliegern zwischen 100—200 km. In diesen Totalsummen sind neun Distanzflüge zwischen 75—200 km enthalten.

Wann wird in Deutschland die Stunde schlagen, wo etwas Ähnliches geleistet wird?

Sportliche Nachrichten.

Nationale Flugwoche auf dem Flugplatz „Berlin-Johannisthal“

vom 7. bis 13. August 1910.

A) Ausschreibung des Königlich Preußischen Kriegsministeriums (18000 M.).

I. Höhenpreis: 1. Preis 5000 M., 2. Preis 3000 M., 3. Preis 1000 M. Nationaler Wettbewerb für deutsche Führer und Flugzeuge.

Das Flugzeug muß in allen Teilen in Deutschland hergestellt, dagegen darf der Motor vom Auslande bezogen sein. — Bewerber darf noch keinen Geldpreis über 5000 M. gewonnen haben. Geringste vorgeschriebene Höhe für die Preisbewerber 50 m. Die Bewerber werden nach den erreichten Höhen, welche mindestens 50 m betragen müssen, klassifiziert, und ist zur Feststellung des Siegers die höchste erreichbare Höhe maßgebend. Der Start um den Preis kann beliebig oft an den dafür angesetzten Tagen und Stunden wiederholt werden.

II. Belastungspreis: 1. Preis 5000 M., 2. Preis 3000 M., 3. Preis 1000 M. Nationaler Wettbewerb für deutsche Führer und Flugzeuge.

Die Flugzeuge müssen in allen Teilen in Deutschland hergestellt sein. Bewerber darf noch keinen Geldpreis über 5000 M. gewonnen haben. Das Gewicht des Führers einschl. des aus Sandsäcken bestehenden mitzunehmenden Ballastes muß mindestens 140 kg, die Flugdauer muß 5 Minuten, ohne den Erdboden zu berühren, betragen. Ausschlaggebend für den Sieg ist die höhere Belastung. Der Bewerber hat sich jedesmal mit dem mitzunehmenden Ballast vor dem Start auf der offiziellen Wage wiegen zu lassen; außerdem nach Beendigung des Versuches, jedoch nur nach Zurücklegung der vorgeschriebenen Zeit. Personen an Stelle des Ballastes mitzunehmen ist verboten. Der Start um den Preis kann beliebig oft und mit vermehrtem Gewicht an den dafür angesetzten Tagen und Stunden wiederholt werden.

Ehrenpreis des Kgl. Preußischen Kriegsministers Seiner Exzellenz Herrn General der Infanterie v. Heeringen für denjenigen, welcher an beiden Wettbewerben des Kriegsministeriums teilnimmt, einen ersten Preis gewonnen hat und in dem anderen Wettbewerbe die vorgeschriebene Minimalleistung erfüllt hat. Das Kriegsministerium behält sich für Zuspreehung des Ehrenpreises seine Entscheidung vor.

B) Preis vom Kaiserlichen Aero-Klub (5000 M.).

Täglicher Dauerpreis (7 Tage), mindestens 20 Minuten Flugdauer: 1. Preis 500 M. täglich, 2. Preis 200 M. täglich. Falls diese Preise nicht täglich ausgeflogen werden, so wird aus der nicht zur Verteilung kommenden Summe ein Totalitätspreis für die größte Gesamtdauer der Passagierflüge gebildet.

C) Zusatzpreis von der Motorluftschiff-Studien-Gesellschaft (3000 M.)

derart, daß zu den Preisen des Aero-Klubs für den 1. Preis 300 M. täglich, 2. Preis 100 M. täglich zugegeben werden, falls der Flug mit einem Passagier ausgeführt wird. Mindestgewicht mit Passagier 140 kg.

Falls auf diese Weise die Preise nicht ausgeflogen werden, dann soll die Restsumme zu dem unter B) genannten Totalitätspreis zugeschlagen werden. Von der Summe des Totalitätspreises erhält der erste $\frac{3}{4}$, der zweite $\frac{1}{4}$. Bei den Preisen zu 1) und 2) kann von demselben Flieger mit dem gleichen oder einem anderen Flugzeuge der erste und der zweite Preis an demselben Tage gewonnen werden.

D) Totalitätspreis,

gebildet aus den nicht gewonnenen Preisen von B) und C) für die größte Gesamtdauer der Passagierflüge. 1. Preis $\frac{3}{4}$ der Summe, 2. Preis $\frac{1}{4}$ der Summe.

E) Preis für die größte Gesamtflugzeit¹⁾. 1. Preis M. ¹⁾, 2. Preis M. ¹⁾.

Für die längste Gesamtflugdauer in den Dauerflügen mit und ohne Passagier, im Höhen und Belastungspreis des Kriegsministeriums.

F) Preis für den kürzesten Anlauf vor dem Aufstieg (500 M.)

von der Deutschen Bioskop-Gesellschaft.

Der Preis wird demjenigen Bewerber zugesprochen, dessen Flugzeug, nachdem er dieses auf ein gegebenes Zeichen in Lauf gesetzt hat, die kürzeste Strecke auf dem Boden rollend zurücklegt, ehe es sich vom Boden erhebt.

Es wird gemessen von dem Mittelpunkte zwischen den Vorderrädern von dem Standort in gerader Linie zu dem letzten sichtbaren Berührungszeichen der Erde.

An den Start muß sich ein Rundflug über den Flugplatz anschließen.

G) Ehrenpreis,

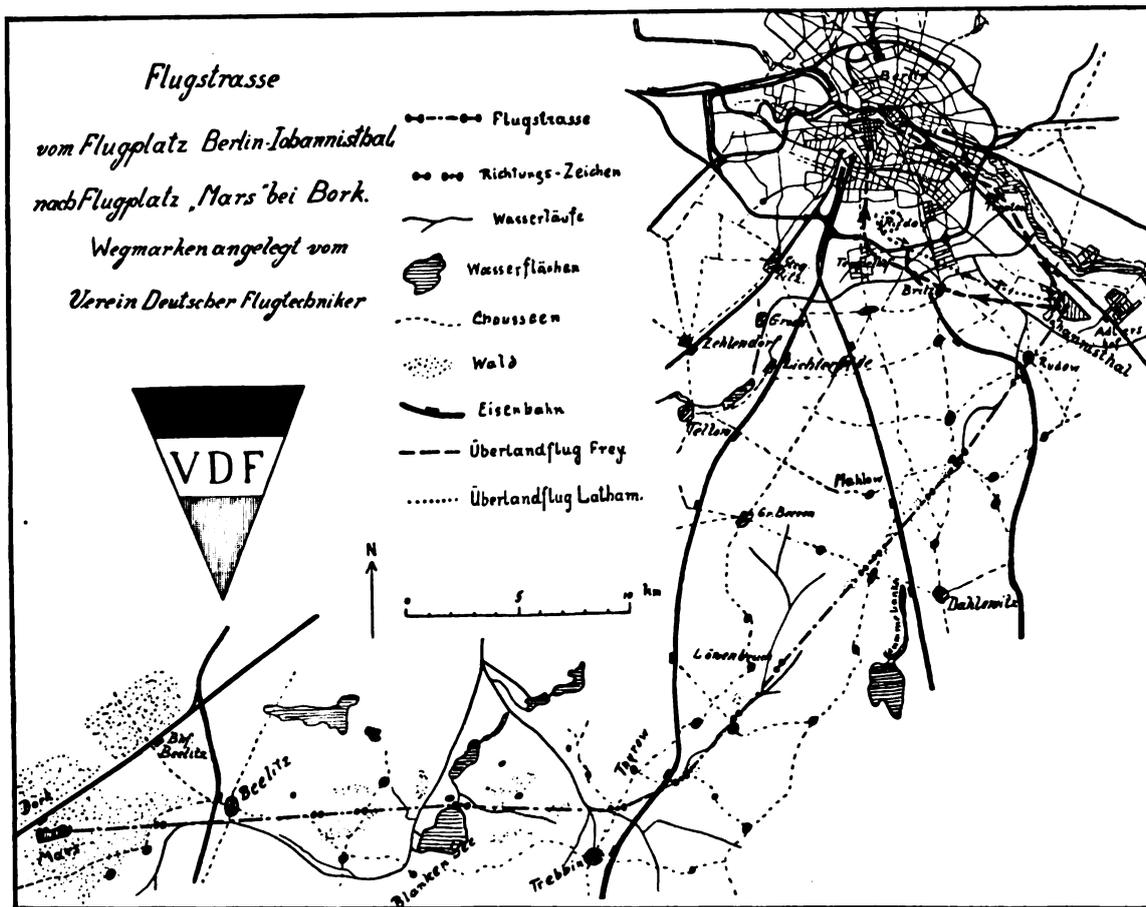
gegeben vom Kaiserlichen Aero-Klub für den absolut längsten Flug mit Passagier.

H) Bleichröder-Preis 1910.

Wettbewerb für Flugzeuge mit deutschen Führern. 1. Preis 10000 M., Geldpreis, gegeben von Herrn Dr. James v. Bleichröder, Berlin. 2. Preis 1000 M., Geldpreis, gegeben vom Kaiserlichen Automobil-Klub.

1. Die Bewerber müssen die Flugbahn in Johannisthal (2500 m) während einer Berliner Flugwoche freischwebend dreimal mit zwei Zwischenlandungen umfliegen.
2. Die Zwischenlandungen haben zwischen dem letzten Eckpfosten und der Startlinie zu erfolgen und zwar vor der zweiten und dritten offiziellen Runde.
3. Für die Zwischenlandung ist ein Anhalten des Flugzeuges von mindestens 1 Minute an derselben Stelle des Erdbodens vorgeschrieben. Der Motor braucht nicht abgestellt zu werden.
4. Bei allen Zwischenlandungen und neuen Startversuchen mit Ausnahme vor Beginn des Wettbewerbes dürfen außer dem Führer nur zwei weitere Personen behilflich sein.
5. Der Wettbewerb hat begonnen und die Zeit wird genommen mit dem ersten Überfliegen der Startlinie bis zur vorschriftsmäßigen Beendigung der dritten offiziellen Runde durch Überfliegen der Ziellinie. Start und Ziellinie ist die gleiche.
6. Kommt das Flugzeug erst hinter der Startlinie vom Boden frei, so muß dasselbe nach innen runden und die Startlinie freischwebend überfliegen. Sieger ist der Führer desjenigen Flugzeuges, welches die vorgeschriebenen Bedingungen in der kürzesten Zeit erfüllt. Als Maximalzeit für den Anspruch auf einen Preis sind 15 Minuten festgesetzt.

¹⁾ Die Höhe dieser Preise kann noch nicht angegeben werden, da die Höhe der Stiftungen noch nicht feststeht. Unter diesen befinden sich 1000 M. vom Kaiserl. Automobil-Klub.



Luftschiffahrt als Vorsitzenden, den Herren Major a. D. von Tschudi, Professor Dr. Süring und Direktor Krell.

10. Bewerbungen sind unter gleichzeitiger Einreichung einer genauen Beschreibung und Konstruktionszeichnung des Flugzeuges, sowie eines Nachweises über die Erfüllung der achten Bedingung des Ausschreibens mindestens 14 Tage vor Ausführung des Fluges an die Geschäftsstelle des Berliner Vereins für Luftschiffahrt zu richten.

11. Die Preisrichter können die Zulassung zum Wettbewerb ablehnen, wenn nicht einwandfrei nachgewiesen ist, daß mit dem Flugzeug schon Flüge von mindestens 1 km Länge ausgeführt worden sind.

7. Die Bewerbung um die Preise kann an allen Tagen der diesjährigen Berliner Flugwochen, an denen sie ausgeschrieben sind, beliebig oft wiederholt werden. Der Preis kann nicht mit anderen Preisen zugleich gewonnen werden.

D) Lanz-Preis der Lüfte.

Die von Herrn Dr. Karl Lanz in Mannheim gestifteten Preise sind bereits gewonnen, es kommen nunmehr die Zusatzpreise unter K. in Frage.

1. Die Bewerber starten nach der Reihe der eingegangenen Meldungen um den Preis.
2. Jeder Bewerber darf nur einmal an demselben Tage um den Preis fliegen.
3. Der Gewinner eines Lanz-Preises scheidet aus dem Wettbewerbe für die folgenden Lanz-Preise aus.
4. Wenn ein Bewerber die vorgeschriebenen Bedingungen nicht erfüllt hat, nicht flugfertig ist oder aus anderen Gründen an dem Wettbewerbe nicht teilnehmen will, ist der folgende Bewerber startberechtigt, und kann ein Versuch nur auf Grund einer neuen Meldung und erst am folgenden Tage wiederholt werden.
5. Das Flugzeug muß von der 100 m langen Startlinie zwei 1000 m voneinander entfernte Marken umfliegen, davon die zweite Marke im entgegengesetzten Drehungssinne wie die erste und dann zur Startlinie, welche gleichzeitig Ziellinie ist, zurückkehren. Eine Landung ist nicht erforderlich; es genügt, wenn die Ziellinie durchfliegen wird. Diese Startlinie liegt parallel zur Verbindungslinie der Marken und 500 m davon entfernt.
6. Der Ort für den Flug wird in jedem einzelnen Falle vom Berliner Verein für Luftschiffahrt festgesetzt.
7. Das Flugzeug darf kein Gas zum Tragen benötigen, während der Fahrt den Boden nicht berühren und muß unbeschädigt landen.
8. Das Flugzeug muß von einem Deutschen konstruiert, in allen seinen Teilen in Deutschland hergestellt sein und von einem Deutschen geführt werden.
9. Die Preisrichter setzen sich zusammen aus dem Stifter des Preises, dem Vorsitzenden des Berliner Vereins für

12. Der Bewerbungsflug ist nur bei Anwesenheit von mindestens 3 Preisrichtern gültig; er muß daher spätestens 24 Stunden vorher in der Geschäftsstelle des Berliner Vereins für Luftschiffahrt angemeldet werden.
13. Für jeden Bewerbungsflug hat der Bewerber ein Reugeld von 50 M. an die Geschäftsstelle des Berliner Vereins für Luftschiffahrt zu entrichten, welches zurückgezahlt wird, wenn der Versuch wirklich stattfindet, auch wenn er ohne Erfolg bleibt.
14. Der Preisbewerber trägt die alleinige Verantwortung für jeglichen Schaden, der durch seine Versuche angerichtet werden sollte.
15. Dieses Preisausschreiben gilt zunächst bis zum 31. Dezember 1910.

Auf vielfache Anfragen geben der Stifter des Preises und die Preisrichter folgende Erklärung zu Absatz 8 bezüglich des Wortes »konstruiert«. Das Flugzeug soll nur von einem Deutschen »konstruiert«, nicht von ihm erfunden sein. Es darf nicht die sklavische Kopie eines schon vorhandenen Flugzeuges vorstellen, darf aber die konstruktive Verwertung nachahmenswerter Vorbilder einschließen.

Auch der Motor darf einem fremden Motor nicht einfach nachgebildet sein, jedoch ist es erlaubt, einzelne Teile fremder Motoren bei der Konstruktion zu verwenden.

K) Der Kaiserliche Automobil-Klub und der Berliner Verein für Luftschiffahrt haben zu den bereits gewonnenen 3 Lanz-Preisen noch die nachstehenden hinzugefügt: 3. Preis 2000 M., 4. Preis 1500 M., 5. Preis 1000 M. Die Preise 1—5 können nicht mit anderen Preisen zugleich gewonnen werden. Diese Preise können auch außerhalb der Fliegerwochen gewonnen werden.

Während dieser Flugwoche dürfte auch ein Überlandflug vom Flugplatz Mars nach Johannisthal ausgeführt werden, für welchen der Verein Deutscher Flugtechniker bereits die Wegmarkierung ausgeführt hat. Jede Marke besteht aus zwei in 200 m Abstand voneinander aufgestellten Stangen mit weiß gestrichenen Körben, ausgeführt nach einem Vorschlag des Majors von Parseval.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. S. FINSTERWALDER	DR.-ING. V. PARSEVAL
	PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN		
DR. FRITZ HUTH	E. JOSSE	DR. N. JOUKOWSKY	DR.-ING. H. REISSNER
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER FLUGTECHNIKER	PROFESSOR AN DER TECHN. HOCH- SCHULE CHARLOTTENBURG	PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	PROFESSOR AN DER K. TECHN HOCHSCHULE AACHEN
UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE			

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

13. August 1910.

Heft 15.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOETE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin.“

INHALT:

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt. S. 193.
Die Vertikalkomponente des Windes. Von P. P. Ewald, München. S. 195.
Luftschiffahrt und Metalltechnik. Von Fr. Aug. A. Sander, Darmstadt. S. 197.
Herstellung leichter widerstandsfähiger Wände durch Metallspritzerei. Von Erich Schneckenberg. S. 200.

Reisegeschwindigkeit und Eigengeschwindigkeit der Luftschiffe. Von Dr. K. Schreiber, Greifswald. (Schluß.) S. 201.
Sportliche Nachrichten. S. 203.
Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 204.

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

5) Einfluß des Seitenverhältnisses auf die Windkräfte bei gewölbten Platten. Widerstand von Drähten.

In Nr. 2 Heft 11 wurde über Auftrieb und Widerstand von gewölbten Platten bei verschiedenen Neigungswinkeln berichtet. Die damals benutzten Platten waren von einem Seitenverhältnis 1:4. Die neue Mitteilung behandelt nun den Einfluß des Seitenverhältnisses auf die Windkräfte.

Zur Untersuchung kamen acht Platten von möglichst gleicher Wölbung und gleicher Tiefe in Stromrichtung.

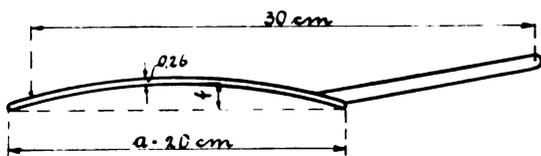


Fig. 21. Masskizze der Platte.

Die Breite senkrecht zur Windrichtung schwankte zwischen 20 und 105 cm. Die Platten waren aus 2,6 mm starkem Zinklech gebogen und die Wölbung nach einer Schablone von Hand möglichst genau nachgerichtet. Die mittlere Wölbung der einzelnen Platten schwankte schließlich noch zwischen 1,48 und 1,53 cm. Ein Blick auf Fig. 4 und Fig. 5 der Veröffentlichung Nr. 2 in Heft 11 zeigt, daß der Unterschied von 0,05 cm in der Wölbung bei 1,5 cm Pfeilhöhe nur wenig ausmacht. Die beiden Platten, die ihrer Wölbung nach den hier zu besprechenden Platten

am nächsten kommen, sind die mit $f = 1,42$ cm und $f = 1,65$ cm bezeichneten. Bei ihnen macht der Wölbungsunterschied 0,23 cm aus, dem eine Verschiedenheit im Auftrieb von 5 bis 8% entspricht. Es läßt sich daraus für die hier zu behandelnden Platten mit Unterschieden des Wölbungspfeils von maximal 0,05 cm voraussehen, daß diese 0,05 cm keine größeren Unterschiede in den Windkräften wie 1 bis 2% verursachen. Unter Vernachlässigung dieser kleinen Abweichungen können wir annehmen, daß alle acht Platten gleiche Wölbung haben.

Die genauen Maße der untersuchten Platten sind:

Tiefe a . . .	20	20	20	20	20	20	20	20	cm
Breite b . . .	20	30	40	55	70	80	90	105	»
Wölbungspfeil	1,48	1,48	1,50	1,52	1,49	1,53	1,51	1,51	»

Die Wölbung war kreisbogenförmig; die Kanten vorn und hinten waren halbkreisförmig abgerundet. Die Aufhängung der Platte geschah wieder in der früher skizzierten Weise.

Die Geschwindigkeitshöhe $\frac{\gamma v^2}{2g}$ betrug bei den vorliegenden wie bei allen vorausgehenden Plattenversuchen 2,6 mm Wassersäule, dem bei $\gamma = 1,2 \frac{\text{kg}}{\text{cbm}}$ eine Geschwindigkeit von 6,5 m/sec entspricht.

In Fig. 22 sind die Koeffizienten ζ_1 der verschiedenen Platten abhängig vom Neigungswinkel α aufgetragen. ζ_1 stellt wieder wie früher den Auftriebskoeffizienten in der Formel

$$\text{Auftrieb} = \zeta_1 \cdot \text{Fläche} \cdot \frac{\gamma v^2}{g}$$

dar. Fig. 23 zeigt die Veränderlichkeit des entsprechenden Widerstandskoeffizienten ζ_A mit α .

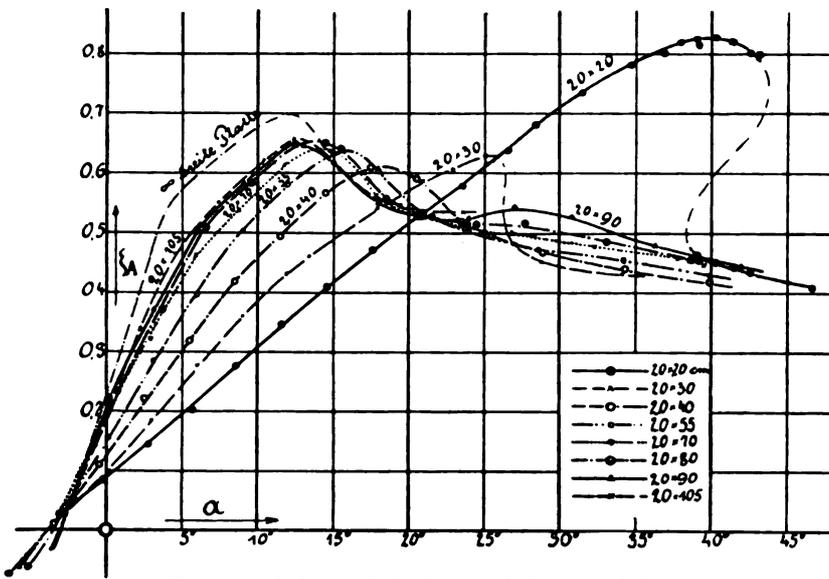


Fig. 22. Auftrieb abhängig vom Neigungswinkel.

Die quadratische Platte 20×20 cm zeigt die Eigentümlichkeit, daß in einem Gebiet von 39 bis 43° zwei voneinander vollkommen verschiedene stabile Strömungsvorgänge erreicht werden können, von denen der eine um 80 bis 90% größere Kräfte liefert wie der andere. Wir haben dies eigentümliche Verhalten schon für die ebene quadratische Platte (Mitteilung 1, Heft 8) kennen gelernt. Die Verbindungslinie der beiden Äste entspricht wieder wie damals keinen gemessenen Werten. Die zugehörige Widerstandskurve in Fig. 23 ist nur bis 32° gezeichnet.

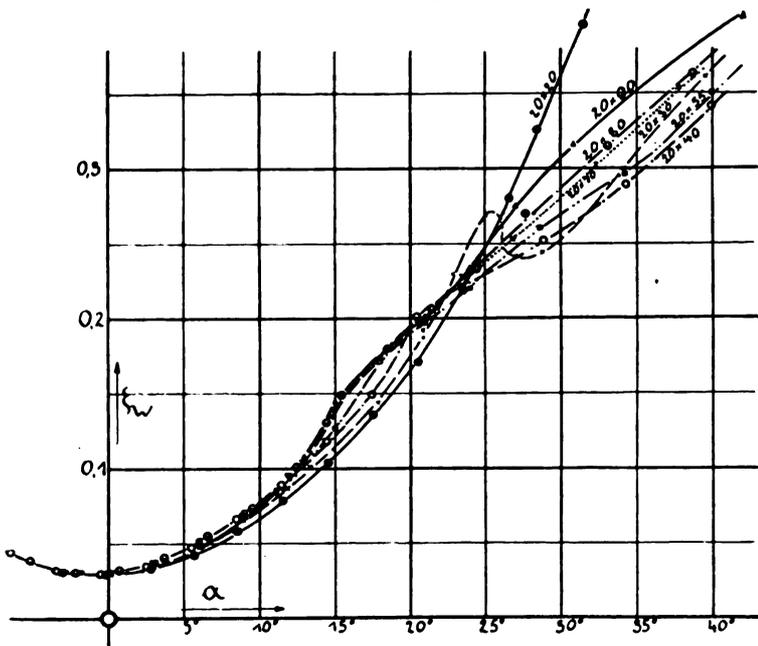


Fig. 23. Widerstand abhängig vom Neigungswinkel.

Bei 43° erreicht sie ihren Höchstwert von $0,67$; zu demselben Winkel gehört ein zweiter kleinerer Wert $\zeta_W = 0,39$. Um den Einfluß des Plattenformats noch besser zu veranschaulichen, ist in Fig. 24 ζ_A für eine Reihe von Werten des Neigungswinkels α abhängig vom Seitenverhältnis $\frac{a}{b}$ aufgetragen. Durch diese Darstellung gewinnt man nach einem Vorschlag von Prof. Prandtl ein Mittel, ζ_A für die unendlich breite Platte anzugeben. Wenn die

Breite b der Platten im Verhältnis zur Tiefe a so groß ist, daß die beiden durch die seitliche Begrenzung bedingten Gebiete verminderten Auftriebs einander nicht mehr beeinflussen, kann man den Ausfall an Auftrieb zu beiden Seiten so in Anrechnung bringen, daß man

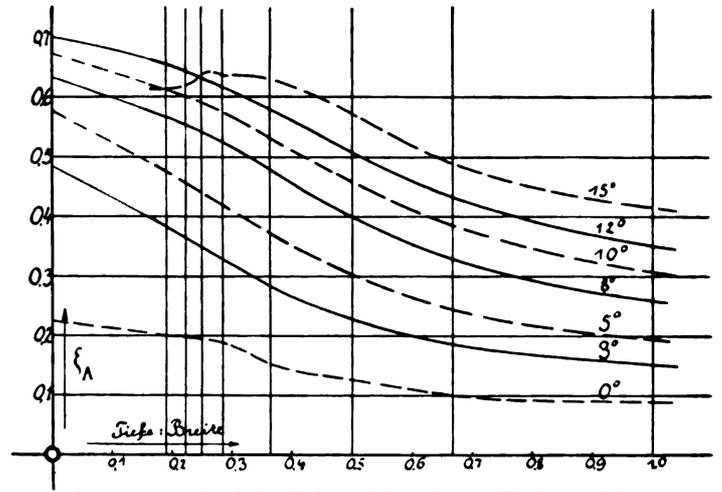


Fig. 24. Auftriebskoeffizient abhängig von Breite zu Tiefe.

sich die Spannweite b um einen der Tiefe a proportionalen Anteil verringert denkt. Der Auftriebskoeffizient ζ läßt sich dann in ζ_∞ folgendermaßen ausdrücken:

$$\zeta = \zeta_\infty \cdot \frac{b - \lambda a}{b}$$

$$= \zeta_\infty \cdot \left(1 - \lambda \frac{a}{b}\right)$$

λ ist dabei ein Proportionalitätsfaktor, dessen Größe aus den Versuchsergebnissen ermittelt werden kann. Tragen wir ζ als Funktion von $\frac{a}{b}$ auf, so erhalten demnach wir eine Gerade. Unter Berücksichtigung dieser Überlegung haben wir die Kurven in Fig. 24 geradlinig bis $\frac{a}{b} = 0$ verlängert und so die Auftriebskoeffizienten für die un-

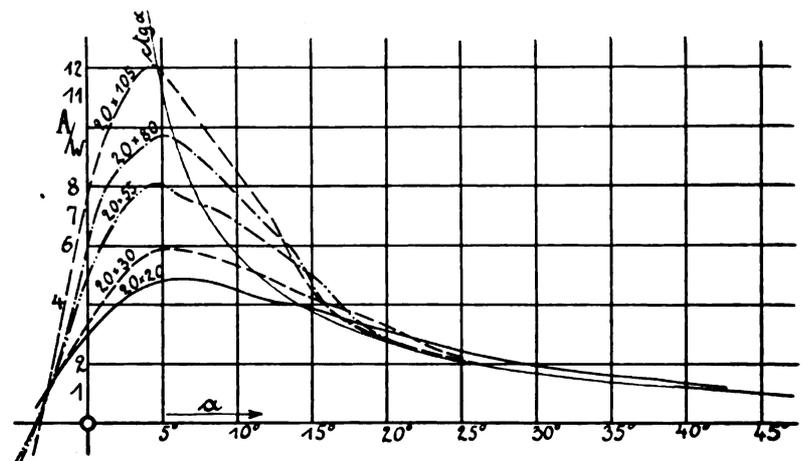


Fig. 25. Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand abhängig vom Neigungswinkel.

endlich breite Platte erhalten. Mit Hilfe der so gefundenen Werte ist in Fig. 22 die Kurve für die unendlich breite Platte eingezeichnet.

Fig. 25 zeigt die Abhängigkeit des Verhältnisses Auftrieb:Widerstand vom Winkel α . Um ein Bild zu haben, wie die Resultierende relativ zur Platte gerichtet ist, haben wir die Kurve $\alpha g \alpha$ mit eingetragen. Auf diese Kurve müßten die Werte $\frac{A}{W}$ fallen, wenn die Resultierende ge-

rade senkrecht zur Platte stünde (wie das z. B. bei der ebenen Platte ohne Reibung der Fall ist).

Widerstand von Drähten. Da unsere Platten im Versuchskanal an Drähten aufgehängt sind, ist es nötig, den Widerstand der Aufhängung getrennt zu bestimmen, um die Kräfte, die an den Drähten angreifen, in Abrechnung zu bringen. Zu diesem Zweck wurde der Widerstand von gewöhnlichen, blanken Metalldrähten oder Röhren (also zylindrisch geformten Körpern), die senkrecht vom Wind getroffen wurden, bestimmt. Die Versuche wurden mit 25 Körpern von 0,1 bis 40 mm Durchmesser angestellt und es ergab sich dabei, daß der Koeffizient μ für Drähte unter 1 mm Stärke etwa 0,53 und über 1 mm Stärke etwa 0,48 bei einer Geschwindigkeitshöhe $\frac{\gamma v^2}{2g}$ von 5,5 mm Wassersäule beträgt. Genauere Messungen über diesen Punkt sollen noch angestellt werden.

O. Föppl.

Die Vertikalkomponente des Windes.

Von P. P. Ewald, München.

Unter den zahlreichen, durch das Interesse am Flugproblem veranlaßten Beobachtungen ist ganz besonders überraschend und unerklärt die von Lilienthal gefundene »Aufkomponente« des Windes, der Lilienthal selbst große Bedeutung für den Schwebeflug des Menschen beilegte. Der Ausgangspunkt der Lilienthalschen Versuche war das merkwürdige Verhalten gewölbter Flächen im natürlichen Wind. Während nämlich am Rundlaufapparat der Auftrieb einer Fläche gerade so groß ist, wie der Abtrieb der an der Horizontalebene gespiegelten Fläche, ist vielmehr im freien Winde der Auftrieb bedeutend größer als der entsprechende Abtrieb, den die auf den Rücken gedrehte Fläche erfährt. Dies äußerte sich bei Lilienthal darin, daß der Hebel, an welchem die Fläche ausbalanciert befestigt war, bei nach unten konkaver Fläche einen Winkel von $+12^\circ$, bei nach unten konvexer Fläche aber statt des

erwarteten Winkels von -12° einen solchen von nur -4° gegen den Horizont bildete, so daß also die Wirkung die gleiche war, als wenn ein unter 4° nach oben wehender Wind die Platte träge. Wurden statt der unsymmetrischen gewölbten Flächen ebene Platten an dem Hebel befestigt, so war die mittlere Einstellung ebenfalls 3 bis 4° über den Horizont. Um die unregelmäßigen Schwankungen der einzelnen »Horizontalwindfahne« zu beseitigen, wurden 5 an einem Mast in 2, 4, 6, 8, 10 m Höhe angebrachte Fahnen durch dünne Drähte starr verbunden und die resultierende gemeinschaftliche Bewegung der Hebel auf einem Registrierzylinder notiert. Die erhaltene Kurve weist zwar noch erhebliche Schwankungen auf, erlaubt jedoch eine sinnvolle Mittelwertbildung, welche eine Neigung der Hebelarme von etwa $3\frac{1}{2}^\circ$ über den Horizont ergibt.

Zu bemerken ist, daß Lilienthal die Versuche zu den verschiedensten Zeiten und an mehreren Orten

(Ebenen bei Berlin) angestellt hat, und stets das gleiche Resultat fand, selbst dann noch, als das Terrain auf mehr als 200 m Länge in der Windrichtung unter 5° abfiel.

Wie genau diese Messungen trotz der Einfachheit des Apparates sind, davon überzeugen am besten die Registrierungen, die Angot auf dem Eiffelturm hat ausführen lassen. Das Instrument bestand hier aus einem leichten 4-flügeligen Schaufelrädchen mit vertikaler Achse, das auf der meteorologischen Plattform des Turmes (305 m ü. d. Erde) aufgestellt war, und dessen Umdrehungen durch elektrische Kontakte notiert wurden. Nach anfänglichen Schwierigkeiten wurde eine von störenden Einflüssen ganz freie Aufstellung gefunden.

Die Resultate der Messungen für das Jahr 1891 sind z. T. in dieser Tabelle wiedergegeben:

Man bemerkt das starke Überwiegen der Aufkomponente auch in dieser Höhe: bis jetzt hat sich als Mittel der Vertikalkomponente noch niemals ein abwärts gerichteter Luftstrom ergeben.

Über die Eigenart des Auftretens der Vertikalbewegung ist folgendes bemerkt worden:

1. Die Windrichtung ist ohne Einfluß.
2. Dauernd absteigende und rein horizontale Luftbewegung wird selten, meist nachts, gefunden, und hält nur wenige Stunden an. Nur an ruhigen Wintertagen kommen absteigende Ströme (auch von längerer Dauer) tagsüber vor.
3. Die meist herrschenden beständig aufsteigenden Ströme dauern verschieden lange Zeit ununterbrochen an, am längsten im Winter, wo Perioden von mehreren Tagen beobachtet worden sind.
4. Oft findet eine abwechselnde Zirkulation der Luft statt, bald auf-, bald absteigend. Dies ist in der Regel in den Sommermonaten März bis September, untertags. In Sommernächten und im Winter ist dieser unbeständige Zustand selten. Auch hierbei überwiegen die aufsteigenden Ströme gegen die Absteigenden an zurückgelegtem Wege bedeutend.

	Jan.	Feb.	März	April	Mai	Juni	Juli	August	Sept.	Oktober	Nov.	Dez.
↑ Geschwindigkeit m/sek	0,89	0,47	0,68	0,55	0,51	0,48	0,45	0,52	0,50	1,15	0,73	0,78
→ Geschwindigkeit m sek	11,02	5,88	10,48	8,10	8,31	6,69	7,24	9,07	7,28	11,02	8,64	10,04
Weg ↑ (km)	2472	1170	2119	1405	1572	1374	1398	1601	1430	3136	1909	2128
Weg ↓ (km)	75	38	291	124	194	130	184	205	140	46	21	34
Neigung	4,6°	4,6°	3,7°	3,9°	3,5°	4,1°	3,6°	3,3°	3,9°	5,9°	4,8°	4,4°

5. Die Aufkomponente ist stärker in Tiefdruckgebieten als in Hochdruckgebieten.
6. Der Mittelwert der Neigung des Widerstandes ist $+4^\circ$.

Soll man nun auf Grund dieser Messungen wirklich annehmen, daß überall von den aufsteigenden Luftströmen ein größerer Weg zurückgelegt wird als von den absteigenden? Sollten nicht viel mehr durch lokale Besonderheiten an den Meßorten Resultate gewonnen werden, die sich nicht ohne weiteres auf beliebige Versuchsstationen übertragen lassen? Bei den Eiffelturmmessungen könnte z. B. im Sommer die Verdunstungskälte über der Seine bei dem labilen Gleichgewichte der sonnenbestrahlten unteren Luftschichten die absteigenden Ströme über das Wasser bannen, und so das Überwiegen der Aufkomponente auf dem Turm veranlassen. Dem steht entgegen, daß gerade bei bedecktem Himmel (vor dem Zentrum einer Depression), also ohne

Sonnenbestrahlung, die Aufkomponente, am stärksten ist, und daß sie von der Windrichtung nicht abhängt, aufsteigende Ströme, die von der Seine herkommen, nicht bevorzugt sind.

Übrigens sind die Aufkomponenten auf Neu-Seeland von Shaw, auf Jersey von Dechevreus beobachtet worden. Besonders ausführliche und interessante Messungen liegen von Teisserenc de Bort vor, welcher den vertikalen Gradienten des Druckes am Puy de Dome und später am Eiffelturm untersucht hat. Hierunter ist verstanden der Unterschied zwischen dem auf dem Gipfel selbst gemessenen und dem unter Berücksichtigung von Lufttemperatur und Feuchtigkeit auf den Gipfel reduzierten am Fuße des Berges gemessenen Drucke. Negativer Gradient bedeutet schnellere Druckabnahme mit der Höhe als dem statischen Zustand entspricht, und befördert nach T. de Bort die Ausbildung der Aufkomponente: die Luft fließt von unten zu dem oberen Gebiet unternormalen Druckes hin. Demgegenüber macht Exner darauf aufmerksam, daß auch bei absteigenden Strömen infolge der Verzögerung der Vertikalbewegung nach der Erdoberfläche hin ein größerer Druckunterschied zwischen Berg und Ebene entsteht als bei dem statischen Zustand; aus dem Druckgradienten könne man zwar die Existenz, nicht aber die Richtung einer Vertikalkomponente erkennen. Die folgende, für die tägliche wie für die jährliche Periode typische Tabelle der Eiffelturmmessungen des vertikalen Gradienten würde somit nur einen Schluß auf die absolute Stärke der Vertikalbewegung zulassen:

Stunde . . .	3 h	6 h	9 h	12 h	15 h	18 h	21 h	24 h
Sommer . . .	+ 0,07	+ 0,03	- 0,08	- 0,15	- 0,16	+ 0,03	+ 0,08	+ 0,07
Winter . . .	- 0,07	- 0,06	- 0,13	- 0,16	- 0,14	- 0,12	- 0,12	- 0,11

Die Angaben sind zu verstehen als mm/Quecksilber für die Höhendifferenz von 300 m; in der Zeile »Sommer« ist das Mittel aus Juli—September 1889 und 1890, bei »Winter« das Mittel aus Dezember 1889 und 1890 und Januar—Februar 1890 eingetragen. Man bemerkt das Ansteigen des Gradienten unter dem Einfluß der Mittagssonne.

Läßt sich nun gegen die Übertragung der vorliegenden voneinander unabhängigen Beobachtungsergebnisse auf beliebige Versuchsstationen nicht recht etwas einwenden, so können wir uns doch nur eine sehr unvollkommene Vorstellung davon machen, wie die Ergebnisse der Registrierung zustandekommen. Dies liegt zum Teil an unserer Unkenntnis, was wir messen: die Geschwindigkeit v der Aufkomponente selbst, oder deren Quadrat, den Druck? Bei stationären oder langsam veränderlichen Zuständen würden wir die Geschwindigkeit v selbst zu messen vermuten, obwohl dies auch nicht ganz richtig ist; treten aber schnelle Wechsel in Richtung und Größe der Widerstandsgeschwindigkeit auf, so spielt offenbar der Druck die größere Rolle, da er bestimmt, wie schnell das Anemometer in den Zustand, welcher der augenblicklichen Luftströmung entspricht, eintreten wird. Für die Erklärung ist es ein großer Unterschied, ob wir ein Überwiegen des Weges oder des Druckes nach oben messen.

Die allgemeinste Forderung, der wir die Vertikalströmungen zu unterwerfen haben, ist die »Kontinuitätsbedingung«, welche besagt, daß durch jede große Horizontalfläche gleich viel Luftmasse von oben nach unten treten muß, wie in umgekehrter Richtung. Denken wir uns die Vertikalbewegung so schematisiert,

daß innerhalb eines Gebietes F_1 die Luft mit der Geschwindigkeit v_1 nach unten trete, während in umgekehrter Richtung Luft mit der Geschwindigkeit v_2 durch das Gebiet F_2 ströme, und seien die entsprechenden Dichtigkeiten ρ_1 und ρ_2 , so muß demnach

$$\rho_1 v_1 F_1 = \rho_2 v_2 F_2$$

sein.

Der bei der beschriebenen schematischen Strömung registrierte Weg nach oben ist nun das Produkt aus gemessener Geschwindigkeit und Meßzeit. Jene setzen wir proportional v_2 . Diese ist proportional F_2 ; denn der Fläche proportional ist die Wahrscheinlichkeit, daß das Anemometer sich während eines Zeitelementes im Gebiete auf- oder absteigender Ströme befindet, und die gesamte Meßzeit in einem dieser Gebiete ist gleich der Anzahl Zeitelemente, die das Anemometer darin verbracht hat. Das Verhältnis der registrierten Wege ist also $v_1 F_1 : v_2 F_2$ und nach der Kontinuitätsbedingung gleich $\rho_2 : \rho_1$, also, wenn man ungleiche Temperatur der auf- und absteigenden Luft bis zu 6° annimmt, höchstens um 2% von 1 verschieden. Man vergleiche hiermit die Eiffelturmmessung für November 1891, welche das Verhältnis gleich 90 liefert!

Etwas besser liegen die Umstände bei der Annahme, daß der Druck die Hauptrolle spiele. Wird die Anemometergeschwindigkeit proportional ρv^2 gesetzt, so sind die registrierten Wege auf Grund der gleichen Wahrscheinlichkeitsbetrachtung wie oben

$$\rho_2 v_2^2 F_2 \text{ und } \rho_1 v_1^2 F_1,$$

und ihr Verhältnis ist nach der Kontinuitätsgleichung gleich

$$v_2 : v_1 = \rho_1 F_1 : \rho_2 F_2.$$

Indem wir F_1 hinreichend größer als F_2 annehmen, können wir selbst sehr große Werte dieses Verhältnisses »erklären«. Die Berechtigung für die Annahme $F_2 < F_1$ sieht Teisserenc de Bort darin, daß das Aufsteigen der Luft das Primäre sei, dem das Nachsinken anderer Massen nur eben wegen der Kontinuität folge. Die Luft hat an der Erdoberfläche Gelegenheit, sich zu erwärmen und deshalb aufzusteigen, während eine Luftmasse, die nicht in Wärmeaustausch mit festen Körpern steht, sich nicht unter die Temperatur der sie umgebenden Luft abkühlen kann. Die Abwärtsbewegung ist daher ein Nachströmen, das weniger lokalisiert ist, als das primäre Aufsteigen.

Der schwächste Punkt dieses Erklärungsversuches liegt in dem Ansatz der Proportionalität zwischen Anemometergeschwindigkeit und Druck der Aufkomponente. Ist es schon prinzipiell falsch, vom Druck einer Komponente des Windes zu sprechen, so scheint es außerdem nicht wahrscheinlich, daß in der Mehrzahl der Fälle der Wind derart böig war, daß ein leichtes Instrument ihm nicht hätte in einem »quasistationären« Zustand der Rotation folgen können, in welchem dann die Geschwindigkeit selbst gemessen wurde. Aus der Kontinuitätsbedingung andererseits scheint zu folgen, daß wir entweder bei ständiger Verminderung der Trägheit der Instrumente schließlich uns einer Gleichheit zwischen nach oben und nach unten zurückgelegtem registriertem Wege nähern müssen, oder daß wir zu Stellen auf der Erde gelangen werden, wo die Abkomponente in dem Maße

überwiegt, wie an den bisherigen Beobachtungsorten die Aufkomponente.

Soviel über die Messungen mit dem Vertikalane-momenter. Die Lilienthalschen Windfahnen lassen in folgenden beiden Grenzfällen eine einfache Betrachtung darüber zu, was für Aufzeichnungen wir bei ihnen er-warten dürfen:

1. Das Trägheitsmoment der Fahne ist so klein, daß sie sich wirklich in jedem Augenblick genau in den Wind stellt. In unserer schematisierten Windbewegung erhalten wir während einer Zeit, die mit F_1 proportional ist, den Winkel α_1 nach oben aufgeschrieben, ebenso während der Zeit $\sim F_2$ Winkel α_2 nach unten. Der aus der registrierten Kurve zu findende Mittelwert

$$\alpha = \frac{F_1 \alpha_1 - F_2 \alpha_2}{F_1 + F_2}$$

verschwindet zufolge der Kontinuitätsgleichung

$$v_1 F_1 - v_2 F_2 = 0 = \alpha_1 F_1 - \alpha_2 F_2 \\ (\alpha_1 = v_1/v; \alpha_2 = v_2/v).$$

Berücksichtigung von Dichteunterschieden ändert hieran nichts Wesentliches.

2. Die Fahne hat ein so großes Trägheitsmoment, daß sie aus einer Mittellage durch die einzelnen Windstöße nur ganz wenig herausgebracht wird; ihr Einstellwinkel sei dabei ω über der Hori-zontalen.

Wir verlangen nun, daß sie im zeitlichen Mittel ebensoviel Impuls nach unten wie nach oben mitgeteilt bekommt; da F_1 und F_2 die Häufigkeit des Auftreffens der Vertikalkomponenten messen, haben wir

$$F_1(v^2 + v_1^2) \sin(\alpha_1 - \omega) = F_2(v^2 + v_2^2) \sin(\alpha_2 + \omega)$$

oder indem wir die Winkel $\alpha_1 - \omega$ und $\alpha_2 + \omega$ als klein voraussetzen und verschiedentlich die Kontinuitätsgleichung benutzen, schließlich

$$\omega = \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{1 + 1/\alpha_1 \alpha_2} \sim 2 \varepsilon \alpha^2;$$

in der angenäherten Gleichheit bedeutet α den Mittelwert $1/2 (\alpha_1 + \alpha_2)$, ε den Unterschied $1/2 (\alpha_1 - \alpha_2)$ (die Winkel absolut gerechnet). ε muß kleiner sein als α ; nehmen wir $\varepsilon = \alpha/2$, so daß $\alpha_1 = 3/2 \alpha$, $\alpha_2 = 1/2 \alpha$ wird, was einem Verhältnis

$$F_2 : F_1 = 3$$

entspricht, so erhalten wir für den experimentell be-stimmten Mittelwert

$$\omega = 4^0 = 0,07 : \\ \alpha^3 = 0,07, \quad \alpha = 0,32 = 18^0 \\ \alpha_1 = 27^0, \quad \alpha_2 = 9^0.$$

Das gewählte ε gibt den kleinsten Wert von α_1 , der zu dem $\omega = 4^0$ gefunden werden kann; sowohl bei kleinerem wie bei größerem Werte von $F_2 : F_1$ sind die momentanen Windrichtungen noch steiler.

Der Zweck der Diskussion dieser beiden Grenzfälle kann nur sein, auf die Wichtigkeit der Besonderheiten des Meßinstrumentes hinzuweisen, nicht aber eine gute zahlenmäßige Erklärung zu geben. Bezüglich des zweiten Grenzfalles ist zu bemerken, daß genau verlangt werden müßte: die Fahne soll nach oben und unten gleichviel Weg zurücklegen, wenn sie unter dem Einfluß der Windstöße ihre Lage ein klein wenig ändert. Der von der Ruhe aus zurückgelegte Weg ist proportional dem Qua-drat der Einwirkungszeit der Kraft, hier also $\sim F_2$; die

Betrachtung muß aber dynamisch werden, weil sich die Fahne beim Einsetzen des Windstoßes nicht in Ruhe befindet, und ist ohne gezwungene Voraussetzungen nicht durchzuführen. Der oben ausgeführte Ansatz dürfte im Resultat von der genauen Rechnung nicht sehr ab-weichen.

Arbeiten über die Vertikalkomponente:

Angot. Ann.-Bureau Central Météorologique, 1890 ff.

Zusammengefaßt in:

Eiffel. Travaux scientifiques sur la tour de 300 mètres.
Teisserenc de Bort. Ann.-Bureau Central Met., 1890.
Shaw. Quart. Journ. Met. Soc., 26, 1900.
Dechevreus. Monthly Weather Review, 32, 118, 1904.
Exner. Wiener Ber. 112, 1903, p. 345.
Besson. Meteor. Ztschr. 20, p. 398, 1903.

Anmerkung der Schriftleitung. Einen andern möglichen Bewegungszustand, der ebenfalls eine aufwärts gerichtete Strömung vor-zutauschen geeignet ist, bespricht K. Knoller in der Flug- und Motor-technik 1909 (Bd. III, Nr. 22). Er nimmt gleiche Querschnitte für die auf- und absteigenden Luftströme an, gibt aber den aufsteigenden größere Horizontalgeschwindigkeiten, Meteorologisch ist dieser Bewegungszu-stand aber noch weniger begründbar, als der von Herrn Ewald angenom-mene. Die ganze Frage bedarf demnach noch sehr der Klärung; vor allem wären einwandfreie Messungen in einer weiten Ebene von gleichförmiger Bodenbeschaffenheit sehr erwünscht. P.

Luftschiffahrt und Metalltechnik.

Von Dr.-Ing. A. Sander, Darmstadt.

(Eingegangen am 8. April ds. Js.)

Die technischen Fortschritte des vergangenen Jahres waren auf vielen Gebieten von der erfolgreichen Entwicklung der Luftschiffahrt beeinflusst. In wie hohem Maße dieser jüngste und populärste Zweig der Technik mit vielen anderen Zweigen der Industrie in mehr oder weniger enger Fühlung steht, zeigte deutlich die »Internationale Luftschiffahrts-Aus-stellung« in Frankfurt a. M., wo die verschiedensten Industrien ihre Erzeugnisse ausgestellt hatten.

Am stärksten machte sich dieser Einfluß naturgemäß bei der Stahlindustrie geltend, deren Erzeugnisse als Konstruktionsmaterial für Luft- und Flugschiffe an erster Stelle stehen. Vor allem sind es die hochwertigen Spezial-stahlsorten, die hier in Frage kommen; sie erfüllen in weit-gehendem Maße die erste Forderung, die an Konstruktions-material für Luftfahrzeuge gestellt wird: höchste Leistungs-fähigkeit. Schon die Automobilindustrie hatte an die Qualität des Konstruktionsmaterials erhöhte Anforderungen gestellt und so auf diesem Gebiete manchen Fortschritt gezeitigt. Noch höhere Ansprüche an die Härte, Festigkeit, Dehnung etc. stellt der Luftschiffbau. Um diese erfüllen zu können, mußte man den gewöhnlichen Stahl durch Legieren mit verschie-denen anderen Metallen veredeln. Als solche kommen in Betracht: vor allem Nickel und Chrom, ferner Wolfram, Vanadium, Molybdän, Mangan u. a. Mit Hilfe dieser Zu-sätze läßt sich besonders die Zugfestigkeit erheblich steigern. So stellt z. B. die Bismarckhütte in Oberschlesien einen Nickelchromstahl (N. C. 4) her, der in gehärtetem Zustande eine Festigkeit von 150—200 kg/qmm bei 10—3% Dehnung hat. Er findet für höchstbeanspruchte Teile wie Kurbelwellen, Ventile und Zahnräder Verwendung. Ein Nickelstahl (N. 25 W.) desselben Werkes mit 25% Nickelgehalt ist weniger fest, dafür aber rostsicher und somit sehr geeignet für solche Teile, die der längeren Einwirkung von Wasser oder Dampf ausgesetzt sind. Er findet besonders beim Bau von Flug-maschinen weitgehende Verwendung.

Zur Darstellung dieser hochwertigen Produkte, bei denen es besonders auf Reinheit und gleichmäßige Zusamen-setzung ankommt, bedient man sich mit Vorteil der elek-trischen Schmelzverfahren, die auch zur Raffination des Roh-eisens dienen und in sehr verschiedenen Ausführungsformen in Deutschland bereits weit verbreitet sind. Sie besitzen gegenüber dem alten Verfahren, bei dem das Umschmelzen in feuerfesten Tontiegeln im Martinofen oder in einem Flammofen mit Siemensfeuerung vorgenommen wird, große Vorzüge, weshalb man auch mehr und mehr die elektrischen

Verfahren anwendet. Zu den bisher in der Praxis verwendeten Elektrostahlöfen von Stassano, Héroult, Kjellin, Röchling-Rodenhauser u. a. ist im vergangenen Jahre ein weiterer von Girod hinzugekommen, der nach Borchers¹⁾ alle genannten Systeme an Einfachheit und Betriebssicherheit übertrifft.

Ähnlich wie der Héroult-Ofen hat auch der neue Girod-Ofen einen kippbaren Schmelzraum, der mit gebranntem Dolomit ausgefüttert ist. In das zu schmelzende Eisen, das durch Vermittlung zweier eiserner Kontaktstücke den einen Pol bildet, taucht von oben ein mit dem anderen Pole der Elektrizitätsquelle verbundener Kohleblock ein, so daß sich zwischen beiden ein Lichtbogen entwickelt. Der Einsatz kann fest (Schrott) oder flüssig sein. Zur Herstellung von Spezialstahlorten kann man beispielsweise von Eisenschrott ausgehen, diesen mit den nötigen Zuschlägen zusammen einschmelzen und nach Entfernung der Schlacke Legierungen von Eisen mit Nickel, Chrom, Wolfram u. a. zusetzen.

Das Verfahren wird in einer großen Anlage in Ugine (Savoire) ausgenutzt, es sind aber auch in Deutschland schon mehrere Ofen dieses Systems in Betrieb.

Der Girodofen wird bis jetzt in zwei Typen gebaut, der eine ist ein kleiner Ofen für 300 KW bei 2¹/₂ t Fassungsvermögen, der andere ist für 1200 KW bei 10—12¹/₂ t Inhalt. Die Ofen werden mit Wechselstrom von 60—65 bzw. 70—75 Volt Spannung betrieben.

Neben höchster Leistungsfähigkeit verlangt die Luftschiffahrt von ihren Baustoffen, daß sie möglichst leicht sind, eine Forderung, die sich oft nur schwer mit der ersten vereinigen läßt. Unter den Metallen, die ein niedriges spezifisches Gewicht und dabei genügende Festigkeit besitzen, stehen das Aluminium und seine Legierungen an der Spitze. Sie sind als Baustoff von besonderer Bedeutung für das Gerippe der starren Luftschiffe, sie finden aber auch sonst noch als Konstruktionsmaterial vielseitige Verwendung. Das Aluminium ist bereits 1854 von St. Claire Deville in größerem Maßstab dargestellt worden, es trat jedoch erst viel später in die Reihe der technisch wichtigen Metalle ein, nämlich als im Jahre 1886 Héroult die Darstellung auf elektrischem Wege gelungen war. Die Aluminiumgewinnung wurde durch dieses neue Verfahren so vereinfacht, daß der Preis für 1 kg, der 1855 noch M. 1000 betragen hatte, im Jahre 1886 auf M. 70 sank und heute nicht einmal M. 2 beträgt. Die Produktion weist dagegen eine erhebliche Steigerung auf. Die Weltproduktion betrug 1900: 7743 t, 1905: 11 500 t, 1908: 18 100 t, 1909: 24 000 t.

Die Lage des Aluminiummarktes war in den letzten Jahren sehr schlecht. Die Auflösung des Aluminiumsyndikates, das nach fast siebenjährigem Bestehen am 1. Oktober 1908 gekündigt wurde, hatte einen starken Rückgang der Preise zur Folge. Während bis zum Jahre 1900 die Preise stetig gesunken waren, hatten die folgenden Jahre infolge der zunehmenden Verwendung des Aluminiums, vornehmlich in der Automobil- und Stahlindustrie, ein langsames Steigen der Preise von M. 2 auf M. 3¹/₂—4 für das Kilogramm gebracht. Nach der Auflösung des Syndikates sank dann der Preis bis auf M. 1,20. Durch diesen niedrigen Preis konnte das Aluminium nicht nur dem Kupfer sondern auch dem Zinn (Staniol) Konkurrenz machen. Aber trotz des zunehmenden Bedarfes blieben die Preise auch noch während des Jahres 1909 auf ihrem niedrigen Stande, der angeblich nicht einmal die Selbstkosten deckte, und erst in den letzten Monaten macht sich eine leichte Besserung der Lage auf dem Aluminiummarkte bemerkbar.

Die Darstellung des Aluminiums geschieht heute ausschließlich auf elektrochemischem Wege, und zwar bei uns meist nach dem Verfahren von Héroult. Als Ausgangsmaterial dient reine, wasserfreie Tonerde (Al₂O₃), die aus dem Mineral Bauxit gewonnen wird.

Dieses Mineral enthält neben Aluminiumoxydhydrat und Eisenoxydhydrat als Verunreinigungen noch Kieselsäure, Titansäure und hygroskopisch gebundenes Wasser.

Die in der Natur weitverbreiteten Aluminiumsilikate haben für die technische Darstellung des Metalles bis jetzt

noch keine Bedeutung erlangt. Die Einzelheiten der Herstellungsverfahren werden von den verschiedenen Fabriken streng geheimgehalten, im Prinzip stimmen aber wohl alle mit dem von Héroult angegebenen überein. Dabei wird eine Lösung von Tonerde in geschmolzenem Flußspat und Kryolith (AlF₃ · 3 NaF) mittels Kohleelektroden der Einwirkung des elektrischen Stromes ausgesetzt. Der Elektrolyt wird dabei durch die Stromwärme in geschmolzenem Zustand erhalten (900—1000°C).

Der Kryolith wird durch den Strom nur wenig zersetzt, dagegen zerfällt das Aluminiumoxyd in metallisches Aluminium, das an der Kathode abgeschieden wird und in der Schmelze zu Boden sinkt, während der Sauerstoff sich mit dem Kohlenstoff der Anode zu Kohlenoxydgas verbindet. Die Anoden, dicke Kohlenplatten oder -stäbe, werden daher rasch aufgezehrt. Zur Abscheidung von 1 kg Aluminium sind etwa 30 KW/Std. erforderlich. Man wendet gewöhnlich eine Stromstärke von 10—12 000 Ampères an bei einer Spannung von 5—15 Volt. Andere Verfahren wurden von Minet und Hall angegeben.

Da die elektrolytische Abscheidung des Metalles große Energiemengen erfordert, findet man die Aluminiumfabriken überall da, wo große Wasserkräfte vorhanden sind, so in Amerika am Niagarafall, in Neuhausen und Rheinfelden sowie in Lend-Gastein und Südfrankreich.

Das Aluminium ist vermöge seiner wertvollen Eigenschaften vielseitiger Anwendung fähig. Seine silberweiße Farbe und seine Beständigkeit gegen die Einwirkung der Atmosphärien und des Schwefelwasserstoffes machen es zur Herstellung von Schmuck- und Gebrauchsgegenständen geeignet, zumal es sich leicht bearbeiten läßt. In der Technik findet es Anwendung als Reduktionsmittel sowohl bei der Stahlbereitung wie beim Schweißen nach dem bekannten Goldschmidtschen Thermitverfahren.

In der Elektrotechnik wird es wegen seines guten Leitvermögens mehr und mehr als Material für Leitungsdrähte an Stelle von Kupfer benutzt. Da es von Säuren nur wenig angegriffen wird, lag der Gedanke nahe, auch in der chemischen Industrie große Aluminiumgefäße zu verwenden. Dem stand aber anfangs die unangenehme Eigenschaft des Aluminiums entgegen, daß es sich nicht wie andere Metalle löten läßt. Erst als es der Firma W. C. Heraeus, G. m. b. H. in Hanau a. M., gelungen war, Aluminium ohne Anwendung eines Lötmittels zu schweißen, konnte man an die Einführung größerer Apparate aus Aluminium in die Technik denken. Und in der Tat haben sich Kochkessel, Wärmepressen, Kühlschlangen, Destillationsapparate und andere aus diesem Material hergestellte Gefäße in der Praxis gut bewährt. Besonders in der Fett-, Stearin-, Seifen- und Fruchtsaftindustrie haben sie sich als vorteilhafter erwiesen wie die bisher allgemein üblichen Apparate aus Kupfer oder Messing.

Am meisten aber hat wohl zur weiten Verbreitung des Aluminiums sein niedriges spezifisches Gewicht beigetragen. Dieses ist bei chemisch reinem Material nur 2,583; das Handelsaluminium dagegen, das 98,5—99,9 Proz. ist, hat ein spezifisches Gewicht von 2,6 bis 2,75 (dagegen Kupfer: 8,8). Es enthält noch geringe Mengen von Eisen, Silizium, Natrium und Kohle; von diesen Verunreinigungen ist besonders das Natrium, auch schon in geringer Menge, befähigt, die guten Eigenschaften des Aluminiums stark herabzusetzen. Die spezifische Leichtigkeit hat dem Aluminium überall da einen Platz gesichert, wo es auf geringes Gewicht ankommt; so werden heute wissenschaftliche Instrumente, ferner die Marschaurüstungsstücke des Militärs ganz oder teilweise aus Aluminium gefertigt. Viel wichtiger noch ist seine Verwendung im Bau von Motorfahrzeugen aller Art, so von Motorbooten, Automobilen und Luftschiffen. Es eignet sich hier besonders für gegossene Teile, wie Motorgehäuse, sowie in Form von Röhren oder Blechen für das Gerüst starrer Luftschiffe, für Führersitze, Ventilatoren, Gondeln und Behälter für Wasser oder Benzin. Die Firma Basse & Selve in Altena, eine Spezialfirma auf dem Gebiete der Aluminiumverarbeitung, stellt neuerdings auch Kühler her, die ganz aus Aluminium bestehen und sich sehr gut bewährt haben. Sowohl der Parsevalballon wie das neue Militärluftschiff sind bereits mit solchen Aluminiumkühlern ausgerüstet. Neben ihrem sehr

¹⁾ Stahl und Eisen 1909, S. 1761.

geringen Gewicht zeichnen sie sich vor den Messingkühlern noch durch größere Kühlfähigkeit, große Widerstandskraft und billigeren Preis aus.

Neben dem reinen Aluminium haben auch seine Legierungen große technische Bedeutung. Da das Aluminium sich mit vielen Metallen leicht verbindet, kann man die verschiedensten Legierungen daraus herstellen; die wichtigste von allen ist die Aluminiumbronze. Sie besteht aus 90—97% Kupfer und 3—10% Aluminium. Ihre Farbe ist je nach dem Gehalt an Aluminium hellgelb bis rotgold, das spezifische Gewicht liegt bei den verschiedenen Mischungen zwischen 7,68 und 8,69. Sie besitzt große Festigkeit sowie Beständigkeit und ist leicht zu bearbeiten; auch ist sie kalt schmiedbar. Ihre Unempfindlichkeit gegen Salze und Säuren ermöglicht ihre Verwendung zum Bau von Apparaten für die chemische Industrie. Die Herstellung erfolgte früher, indem man Tonerde nach Cowles bei Gegenwart von Kupfer mit Kohle, die durch den elektrischen Strom zum Glühen gebracht wird, reduziert. Neuerdings verfährt man nach dem Héroult-Verfahren, indem man zuerst in dem Ofen Kupfer einschmilzt oder auch so, daß man in geschmolzenes Kupfer die berechnete Menge Reinaluminium einträgt. Das auf diese Weise gewonnene Produkt ist reiner. Eine weitere Bronze mit sehr wertvollen Eigenschaften ist die von Jul. Pintsch A.-G. auf den Markt gebrachte Rübelsbronze, von der verschiedene Sorten mit einer Festigkeit von 40—60 kg bei 25—15% Dehnung hergestellt werden, darunter auch eine schmiedbare Bronze. Wegen ihrer hohen Festigkeit finden diese Legierungen Verwendung für hochbeanspruchte Armaturteile von Motoren, ferner für gegossene Teile, besonders überall da, wo Stahlguß wegen des Rostens nicht anwendbar ist.

Sehr wichtig, insbesondere für den Luftschiffbau, sind die in letzter Zeit auf den Markt gebrachten sog. »Leichtmetalle«, bei denen man es aber auch immer mit Legierungen zu tun hat. Hierher gehört z. B. das Duralumin der Firma Dürener Metallwerke, das eine Legierung mit über 90% Aluminium ist. Ihr spezifisches Gewicht liegt etwas unterhalb 2,8, ihr Schmelzpunkt etwa bei 650°C. Sie läßt sich warm und kalt walzen, schmieden und ziehen. Je nach der Zusammensetzung gelingt es, Legierungen von großer Geschmeidigkeit und geringerer Härte oder solche von höchster Festigkeit bei entsprechend geringeren Dehnungseigenschaften herzustellen. Das Duralumin kommt in Blechen, Stangen, Drähten, endlosen Bändern, Schmiede- und Preßstücken, Profilen und Röhren in den Handel. Ein geglühtes Walzblech von 7 mm Stärke, das ohne weiteres Zwischenglühen stufenweise kalt bis zu 2 mm gewalzt wurde, zeigte bei den verschiedenen Stärken folgende Festigkeitseigenschaften:

Tabelle 1.

Blechdicke mm	Streckgrenze kg/qmm	Bruch- festigkeit kg/qmm	Dehnung %	Kontraktion %	Härte nach Brinell
7	30	46	18	26	125
6	48	51	7	17	144
4	54	57	4	11	159
3	58	60	3,5	11	166
2	60	62	3,5	10	174

Eine Aluminiumlegierung der schon erwähnten Firma Basse & Selve in Altena hat bei nahezu gleichem spezifischem Gewicht wie das Handelsaluminium (2,6—2,8) eine erhöhte Festigkeit und Dichte. In gegossenem Zustande beträgt ihre Festigkeit 24 kg/qmm, in gewalztem Zustande 36 kg/qmm bei 6% Dehnung. Die Legierung findet hauptsächlich Anwendung für Motor- und Ventilatorfundamente.

Der Firma Friedrich Krupp, A.-G. in Essen, wurde ebenfalls auf eine Aluminiumlegierung ein Patent erteilt (D. R.-P. Nr. 218970). Dieselbe besteht aus etwa 87% Aluminium, 8% Kupfer und 5% Zinn. Eine derartige Legierung läßt sich leicht gießen, die damit erzielten Gußstücke sind vollständig homogen und besitzen bei geringem spezifischem Gewicht eine relativ hohe Festigkeit.

Ein noch geringeres spezifisches Gewicht besitzen die Legierungen, die Magnesium enthalten. Dieses Metall

wird ebenfalls nur noch auf elektrischem Wege gewonnen, und zwar durch Elektrolyse von geschmolzenem Karnallit ($KCl, MgCl_2 + 6H_2O$), der jedoch meist künstlich aus seinen Komponenten bereitet wird. Als erster stellte im Jahre 1852 Bunsen das Magnesium auf elektrischem Wege dar. Als Schmelzgefäß dient ein eiserner Tiegel, der zugleich Kathode ist, während ein Kohlenstab die Anode bildet. Das Metall scheidet sich an der Kathode in Kugeln ab, die stetig wachsen. Um es vor dem an der Anode entwickelten Chlorgas zu schützen, leitet man durch den Apparat ein indifferentes Gas, gewöhnlich Leuchtgas, wodurch ein Chlor verdrängt wird. Die Abscheidung des Magnesiums erfordert noch größere Energiemengen als die des Aluminiums, nämlich mehr als 50 KW/Std. für 1 kg. In Deutschland wird es von der Aluminium- und Magnesiumfabrik Hemelingen in Bremen und von den Elektrochemischen Werken in Bitterfeld dargestellt. Trotz seines geringen spezifischen Gewichtes von 1,70—1,74 und seiner schönen, silberweißen Farbe findet das Magnesium nur eine beschränkte Verwendung, da es schon von heißem Wasser angegriffen wird und auch hinsichtlich seiner Härte und Festigkeit das Aluminium nicht erreicht. Seine Hauptverwendung war bisher zu photographischen Zwecken und zu Leuchtfackeln, weil es, an der Luft entzündet, mit sehr intensivem Licht verbrennt. Während das Reinmagnesium wegen der genannten schlechten Eigenschaften eine metallurgische Verwendung nicht zuläßt, zeigen merkwürdigerweise seine Legierungen so vorzügliche Eigenschaften, daß sie zu den verschiedensten Zwecken Anwendung gefunden haben. Eine der am längsten bekannten dieser Aluminium-Magnesiumlegierungen ist das Magnalium von L. Mach, das aus 70—98 Teilen Aluminium und 30—2 Teilen Magnesium besteht. Je nach der Zusammensetzung zeigen die verschiedenen Legierungen ganz abweichende Eigenschaftefi. Das spezifische Gewicht schwankt zwischen 2,0 und 2,5, der Schmelzpunkt liegt zwischen 600—700°C. Alle diese Legierungen haben eine silberweiße Farbe, sie lassen sich leicht gießen und bearbeiten. Infolge dieser guten Eigenschaften finden sie Verwendung zu hochpolierten, optischen Spiegeln und anderen wissenschaftlichen Instrumenten, ferner in der Automobilindustrie, im Luftschiffbau und in der Elektrotechnik. Für diese letzteren Verwendungsgebiete war hauptsächlich die hohe Festigkeit und Wetterbeständigkeit der Magnaliumlegierungen ausschlaggebend. Für eine Legierung mit 10% Magnesium z. B. beträgt die Zugfestigkeit 20 bis 25 kg/qmm, während sie für reines Aluminium nur 10 bis 12 kg/qmm beträgt.

Eine Aluminiumlegierung, die noch weit günstigere Festigkeitseigenschaften als das Magnalium haben soll, wurde vor kurzem der Zentralstelle für wissenschaftlich-technische Untersuchungen, G. m. b. H. in Neubabelsberg bei Berlin patentiert (D. R.-P. 204543). Im Gegensatz zum Magnalium hat diese Legierung einen Magnesiumgehalt von weniger als 2% und dazu noch einen Kupfergehalt bis zu 5%. Eine Legierung mit ca. 4% Kupfer und 0,25—0,50% Magnesium hat sich besonders gut bewährt.

Am bekanntesten von den neueren Leichtmetallen ist das Elektronmetall der Chemischen Fabrik Griesheim-Elektron, das ebenfalls eine Aluminium-Magnesiumlegierung ist. Über seine genaue Zusammensetzung ist bisher noch nichts Näheres bekannt geworden. Trotz des niedrigen spezifischen Gewichtes von 1,8, das fast das des reinen Magnesiums erreicht, hat das Elektronmetall doch ganz ausgezeichnete Materialwertziffern, die die des reinen Aluminiums weit übertreffen. Im gegossenen Zustand hat es eine Festigkeit von etwa 18 kg/qmm bei einer Dehnung bis zu 5%. Dieser Wert läßt sich aber durch Pressen, Ziehen, Walzen oder andere Verdichtungsprozesse bis auf 35 kg/qmm bei 18% Dehnung steigern, ohne daß das spezifische Gewicht dabei wesentlich erhöht wird. Diese Legierung wird für die Luftschiffahrt große Bedeutung erlangen, sobald sie auf billigerem Wege wird dargestellt werden können (gegenwärtig kostet das kg noch 8—9 Mk.) Wie große Gewichtsersparnisse sich bei der Verwendung von Elektronmetall erzielen lassen, möge folgendes Beispiel zeigen. Bei einem Zeppelin-Luftschiff haben die mechanischen Teile, das

dingungen für den Betrieb von Fall zu Fall durch einige Vorversuche ermittelt werden müssen.

Für die Metallspritzerei brauchen die Oberflächen der zu überziehenden Gegenstände nicht wie beim galvanischen Verfahren elektrisch leitend zu sein; auch können sie, weil die Metallnebel nicht heiß sind, aus schmelzbaren oder entzündbaren Stoffen bestehen; jeglicher Gegenstand läßt sich jetzt ohne weiteres billig mit Metall überziehen: Holzstäbe für Fliegmotoren; Gewebestoffe, um sie gas- und wasserdicht zu machen als Ersatz für Gummiballonstoff und Wachseinsparung; Papp- und Papiermodelle, um widerstandsfähige Metallbehälter, Röhren und Hohlkörper ohne Schweißung herzustellen und Gußstücke zu ersetzen; Eisen- und Stahlstücke, um sie vor Rost zu schützen; Hartgummi, Zelluloid, Ton und Glas, um Flaschenverschlüsse und -kapseln oder auch unzerbrechliche Glasgefäße herzustellen.

Man kann natürlich auch Stereotypplatten, Druckklischees und »Galvanos« durch Spritzung erzeugen, und zur Kennzeichnung der Leistungsfähigkeit dieses neuen Verfahrens sei hier erwähnt, daß es bereits gelungen ist, von einem und demselben Negativklischee innerhalb 10 Stunden fast 300 Positivklischees zu erhalten, die sich von echten Galvanos durch nichts unterscheiden, außer im Kostenpunkt; derselbe wird bei regelrechtem Betriebe niedriger sein als beim galvanoplastischen Verfahren.

Um verrostete oder schmutzige Gegenstände durch Spritzung mit Metall zu überziehen, empfiehlt es sich, sie vorher mittels Sandstrahl oder Säure von Rost und Glühspan oder Schmutz und Fett zu befreien. Soll der Metallüberzug wie aufgeschweißt festsitzen, so sind Gegenstände aus Materialien, die in sich besonders viel Wärme aufnehmen und fortleiten würden, vorher zu erwärmen.

Das Verfahren ist im Deutschen Reiche durch Patente geschützt.

Reisegeschwindigkeit und Eigengeschwindigkeit der Luftschiffe.

Von Dr. K. Schreiber, Greifswald. (Schluß.)

Derselbe der Theorie widersprechende Einfluß der Maschinenstärke macht sich auf der Fahrt von Friedrichshafen nach Frankfurt am 11. September 1909 geltend. Auf der Strecke von Offenburg bis Karlsruhe haben noch beide Maschinen gearbeitet; dort ist:

11. September 1909.

Offenburg . . . 11 h 20 a. 3 5/12 St. 70 km. 20,5 km/Std. NNO.
Karlsruhe . . . 2 h 45 p.

Wind: Karlsruhe NW 1.

Hinter Karlsruhe beginnen die Maschinendefekte und schließlich mußte hinter Hockenheim die eine Maschine ganz abgestellt werden, so daß das Luftschiff bis Frankfurt nur mit einer arbeitenden Maschine schwimmt.

11. September 1909.

Mannheim . . . 6 h 20 p. 3 1/3 St. 77 km. 23,1 km/Std. N.
Frankfurt . . . 9 h 40

Wind: Frankfurt SO 1.

Während nach der Theorie die Geschwindigkeit auf der ersten dieser beiden Strecken 1,26 mal schneller sein müßte als auf der zweiten, ist sie in der Wirklichkeit nur der 1,13 te Teil.

Derartige Widersprüche zwischen Theorie und Wirklichkeit lassen sich nur durch den Einfluß des Windes erklären: auf der ersten Strecke ist der Wind ziemlich von vorn, hindert also, auf der zweiten ist er von hinten und treibt. Trotzdem nach den Wetterberichten die Stärke des Windes nur 1 ist, entsprechend einer Geschwindigkeit bis zu 2 m/Sek., ist der Unterschied zwischen dem hemmenden Einfluß auf der ersten und dem treibenden auf der zweiten Strecke doch größer als die Wirksamkeit einer zweiten Maschine.

Ich habe deshalb in allen Tabellen die ungefähre Reiserichtung und darunter die Windrichtung und -stärke auf den der Reise benachbarten Wetterstationen angegeben. Man erkennt auf vielen der Einzeltabellen ohne weiteres den Einfluß des Windes.

Und durch diesen Einfluß des Windes erklärt sich auch ungezwungen der Unterschied der mittleren Reisegeschwindigkeiten der Luftschiffe mit 230 PS im Jahre 1908 und 1909. Im ersten Jahre konnte Graf Zeppelin sein Luftschiff reisebereit in der Halle halten, bis die Wetterberichte eine passende Richtung des Windes erwarten ließen, mit der eine schnelle Fahrt möglich war. Dieses Verfahren erklärt namentlich die schnelle Reisegeschwindigkeit vom 4. August 1908; die schnellste, die jemals auf ähnlich langer Strecke erreicht wurde.

Im letzten Jahre war für mehrere Fahrten ein derartiges Abwarten nicht mehr möglich, deshalb haben diese auch viel langsamere Geschwindigkeiten ergeben. Immerhin wird das letzte Mittel, 30 km/Std., noch zu günstig sein. Werden im kommenden Sommer wirklich die in Aussicht gestellten regelmäßigen Reisen durchgeführt, so wird sich das Gesamtmittel jedenfalls als noch langsamer herausstellen. Dafür spricht auch die erste größere Reise, die ein Zeppelinsches Luftschiff überhaupt unternommen hat; diese wurde als Rundfahrt ausgeführt, die wieder an den Ausgangspunkt zurückkehrt. Sie hat zwar zwölf Stunden gedauert, so daß sich inzwischen wohl die Winde haben ändern können; die Wetterlage macht aber für den ganzen Tag nur schwache Winde wahrscheinlich, deshalb darf man annehmen, das Luftschiff sei auf dem einen Teil der Reise ebenso gehemmt wie auf dem anderen begünstigt worden. Danach wäre also 29 km/Std. die mittlere Reisegeschwindigkeit Zeppelinscher Luftschiffe mit 230 PS.

Leider läßt sich der Einfluß des Windes zahlenmäßig nicht in Rechnung ziehen, weil die Angaben der Wetterberichte sowohl zeitlich als auch örtlich zu lückenhaft sind. Man kann nur sagen, ob eine Fahrt begünstigt worden ist oder nicht; das Wieviel läßt sich nicht einmal abschätzen.

Für das Folgende soll das Mittel der letzten Tabelle, 30 km/Std., als mittlere Reisegeschwindigkeit genommen werden, trotzdem es sehr wahrscheinlich zu groß ist.

Von den französischen Luftschiffen sowie von unserem Militärluftschiff stehen mir nur Daten über vereinzelte Reisen zur Verfügung, aus denen man nicht recht ein Mittel ziehen kann. Ich erwähne nur die Fahrt des »La République« am 4. August 1909, welche eine geschlossene Rundfahrt war; sie ergibt als Reisegeschwindigkeit 30 km/Std.

Wie der offizielle Bericht mitteilt, hat das Parsevalsche Luftschiff, welches auf I. L. A. in Frankfurt war, während dieser Zeit insgesamt 5200 km zurückgelegt und dazu insgesamt 145 Stunden verbraucht. Daraus errechnet sich eine mittlere Reisegeschwindigkeit von 35,8 km/Std. Die meisten dieser Fahrten führten von der Ausstellung zur Ausstellung zurück, wie die eben erwähnte Zeppelinsche Fahrt durch die Schweiz. Da ferner die Zeit, während welcher dieses Luftschiff in Dienst war, im wesentlichen dieselbe war, in welcher die Luftschiffe Z II und Z III ihre oben erwähnten Fahrten ausgeführt haben, der von ihm insgesamt zurückgelegte Weg aber ungefähr dreimal so lang ist, wie der von jenen beiden überschwommene, so hat sein Führer in der Wahl der Wetterlage nicht so wählerisch sein können wie die Führer der Zeppelinschen Luftschiffe. Mit anderen Worten: die Zahl 35,8 km/Std. stellt mit viel größerer Wahrscheinlichkeit die wirkliche Reisegeschwindigkeit Parsevalscher Luftschiffe mit 200 PS dar, als das oben abgeleitete

Mittel 30 km/Std. die Zeppelinscher Luftschiffe mit 230 PS angibt; die Parsevalschen Luftschiffe sind also ungefähr 20% schneller als die Zeppelinschen.

Die Eigengeschwindigkeit, d. h. die Geschwindigkeit relativ zur umgebenden Luft ist für die Zeppelinschen Luftschiffe mit 230 PS 12,8 m/Sek. = 46 km/Std. und für die Parsevalschen mit 200 PS 14,25 m/Sek. = 51 km/Std. angegeben. Es ist nun zu untersuchen, welche Beziehung zwischen diesen Angaben und den nach den obigen Tabellen aus den wirklich ausgeführten Reisen ermittelten Geschwindigkeiten besteht.

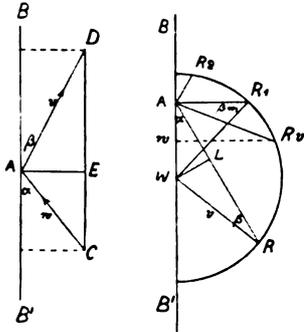


Fig. 1.

Fig. 2.

Es soll ein in A (Fig. 1) befindliches Luftschiff, dessen Eigengeschwindigkeit v ist, ein in der Richtung nach B gelegenes Ziel erreichen, während ein Wind mit der Geschwindigkeit w unter einem Winkel alpha gegen diese Richtung weht. Das Steuer muß dann so gestellt werden, daß der Kiel auf ein in D befindliches Ziel gerichtet ist, dessen Lage mit der Richtung nach B den Winkel beta bedingt. Die Zeichnung ergibt sofort

$$\sin \beta = \frac{w}{v} \sin \alpha = \frac{w}{v} \sin (\pi - \alpha). \quad (1)$$

Winkel beta ist stets kleiner als $\frac{\pi}{2}$.

Ist $w > v$, so kann der Fall eintreten, daß $\sin \beta > 1$ ist; dann ist das Ziel überhaupt nicht zu erreichen. Ein Fall, der früher, ehe die Automobilmaschinen erfunden waren, stets eintrat, mit Ausnahme einiger Fahrten von Renard und Krebs, der aber auch jetzt noch häufig vorkommt, wie z. B. die erste Fahrt des Z II von der I. L. A. nach Köln und das lange Warten des Parsevalluftschiffes in Bitterfeld vor seiner Überführung nach der I. L. A. beweisen.

Ergibt aber Gl. (1) einen zulässigen Wert für beta, so erhält man die theoretische Reisegeschwindigkeit r zu:

$$r = v \cos \beta + w \cos \alpha, \\ r = \sqrt{v^2 - w^2 \sin^2 \alpha} + w \cos \alpha. \quad (2)$$

Diese Reisegeschwindigkeit läßt sich bei gegebenem v und w für beliebige Werte von alpha sehr leicht graphisch ermitteln: Auf der der Zielrichtung AB (Fig. 2) entgegengesetzten Richtung AB' trage man von A aus die Windgeschwindigkeit AW = w auf, und zeichne um W mit der Eigengeschwindigkeit v einen Kreis.

Jeder von A bis zum Kreis gezogene Leitstrahl gibt die theoretische Reisegeschwindigkeit, wenn der Wind unter dem Winkel alpha gegen die Zielrichtung weht, den der Leitstrahl mit dieser Richtung bildet. Der Beweis ist mit Hilfe der Senkrechten WL leicht zu führen.

Errichtet man in der Mitte von AW eine Senkrechte, die den Kreis in R_n schneidet und verbindet diesen Punkt mit A, so erhält man den Winkel alpha_n, für welchen die Reisegeschwindigkeit gleich der Eigengeschwindigkeit ist; für alle Winkel kleiner als alpha_n ist die Reisegeschwindigkeit schneller, für alle, die größer sind, ist sie langsamer.

Da nun stets $\alpha_n > \frac{\pi}{2}$, so ist die Wahrscheinlichkeit, daß die Reisegeschwindigkeit schneller ist als die Eigengeschwindigkeit, kleiner als die, daß sie langsamer ist.

Ich bezeichne als mittlere theoretische Reisegeschwindigkeit den Wert, welchen man erhält, wenn man bei

gegebenen Werten von v und w den Wind aus allen Richtungen der Windrose wehen läßt.

Aus dem eben Gesagten geht hervor, daß diese mittlere Reisegeschwindigkeit stets langsamer ist als die Eigengeschwindigkeit. Zahlenmäßig erhält man sie, wenn man für den in Gl. (2) gegebenen Wert von r den Mittelwert nach alpha bildet.

$$r_m = \frac{1}{\pi} \int_0^\pi [\sqrt{v^2 - w^2 \sin^2 \alpha} + w \cos \alpha] d\alpha \\ = \frac{v}{\pi} \int_0^\pi \sqrt{1 - \frac{w^2}{v^2} \sin^2 \alpha} d\alpha.$$

Setzt man $\frac{w^2}{v^2} = K^2$, so nimmt das Integral die Form des bekannten Integrals des Ellipsenbogens an; man erhält also:

$$r_m = v \cdot \left\{ \frac{1 + \sqrt{1 - \frac{w^2}{v^2}}}{2} \cdot \left[1 + \frac{1}{4} \left(\frac{1 - \sqrt{1 - \frac{w^2}{v^2}}}{1 + \sqrt{1 - \frac{w^2}{v^2}}} \right)^2 + \frac{1}{64} \left(\frac{1 - \sqrt{1 - \frac{w^2}{v^2}}}{1 + \sqrt{1 - \frac{w^2}{v^2}}} \right)^4 \dots \right] \right\}$$

Rechnet man diese Reihe für verschiedene Werte von v und w aus, so erhält man die folgende Zusammenstellung, in der oben die angenommenen Werte von w, vorn die von v stehen; alles in m/Sek.

w =	2	4	6	8	10
v = 10	9,90	9,58	9,03	8,12	6,37
12	11,92	11,66	11,20	10,52	9,50
14	13,93	13,72	13,33	12,82	12,00
16	15,94	15,76	15,42	14,94	14,24
20	19,94	19,80	19,54	19,18	18,68

Die graphische Darstellung (Fig. 3) dieser Tabelle ermöglicht bequem die mittlere theoretische Reisegeschwindigkeit für die innerhalb der Grenze der Tabelle liegenden Werte von v und w abgemessen.

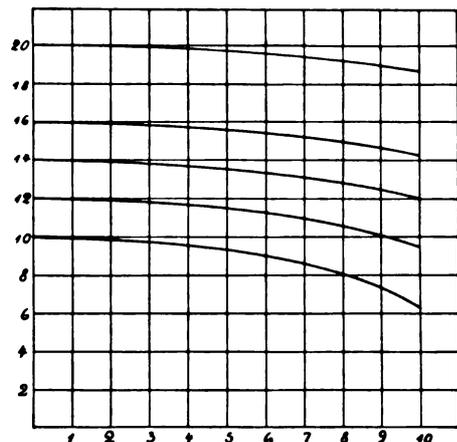


Fig. 3. Zusammenhang zwischen Windgeschwindigkeit (Abszissenaxe) Eigengeschwindigkeit (Ordinatenaxe) und mittlerer Reisegeschwindigkeit (Ordinaten).

Der stärkste bei den Reisen Zeppelinscher Luftschiffe herrschende Wind hat nach den obigen Tabellen

die Stärke 4, der einer Geschwindigkeit von 6 bis 8 m/Sek. entspricht. Da diese Windstärke nur selten vorkommt, so sollte man eigentlich einen viel langsameren Wind der Rechnung zugrunde legen; ich will trotzdem 7 m/Sek. annehmen indem dadurch gleichzeitig berücksichtigt wird, daß in einiger Höhe über dem Boden, in welcher sich das Luftschiff bewegt, der Wind gewöhnlich schneller ist, als in der Höhe der Beobachtungsstationen. Bei einer Eigengeschwindigkeit von 12,8 m/sek. müßte man also eine mittlere Reisegeschwindigkeit von 11,8 m/Sek. = 42 km/Std. zu erwarten haben.

Da das Parsevalsche Luftschiff zur selben Zeit und fast in derselben, zeitweise sogar in genau derselben Gegend die Luft durchkreuzt hat, so will ich auch für dieses dieselbe Windgeschwindigkeit annehmen; es müßte also, da seine Eigengeschwindigkeit zu 14,25 m/Sek. angegeben wird, eine Reisegeschwindigkeit von 13,3 m/Sek. = 47 km/Std. aufweisen.

In Wirklichkeit erreichen die Zeppelinschen Luftschiffe mit 230 PS nur 30 km/Std., die Parsevalschen mit 200 PS 35,8 km/Std. Das Verhältnis η dieser wirklichen zur theoretischen mittleren Reisegeschwindigkeit, das bei Zeppelinschen Luftschiffen also 0,71, bei Parsevalschen 0,76 beträgt, will ich als den Wirkungsgrad der Linienhaltung bezeichnen, weil er im wesentlichen bedingt ist durch die Schwierigkeit, die gerade Linie auf das Ziel hier innezuhalten. Es wäre vielleicht richtiger, dieses Verhältnis als den Wirkungsgrad des Steuerannes oder kurz des Steuerns zu bezeichnen; weil aber dann leicht Verwechslungen mit dem Wirkungsgrad des Steuerns eintreten können, habe ich mich zur erstgenannten Bezeichnung entschlossen, bei der Verwechslungen nicht möglich sind.

Wie schon oben gesagt, darf das Luftschiff, wenn es sein Ziel geradlinig erreichen will, seinen Kiel nicht auf das Ziel hinrichten, sondern muß zwischen Kiel- und Zielrichtung den Winkel β (Fig. 1) erhalten. Der Steuermann hat aber auf seinem Schiff gar keinen Anhalt, wie groß dieser Winkel sein muß. Die Folge ist die, daß er niemals das Ziel auf der geraden Linie erreichen wird, sondern auf einer mehr oder weniger krummen, bzw. aus krummen Stücken zusammengesetzten Zickzacklinie. Bei kleinem Winkel β kann der Steuermann einen in der Nähe der Spitze der Gondel liegenden Punkt auf das Ziel einstellen und so einigermaßen die Richtung halten, bei größerem Werte von β geht das aber nicht mehr. Es wächst also die Schwierigkeit der Linienhaltung mit wachsendem β .

Das Maximum β_m tritt ein für $\alpha = \frac{\pi}{2}$ (Fig. 2), d. h. wenn der Wind gerade senkrecht zur Zielrichtung steht. Wenn also Seitenwind die theoretische Reisegeschwindigkeit auch nicht sehr verlangsamt, so verkleinert er doch ziemlich sehr den Wirkungsgrad der Linienhaltung.

Wie stark der Einfluß des Seitenwindes ist, kann man bei der Fahrt vom 31. Juli 1909 (oben S. 294) sehr schön erkennen. Auf der Strecke Friedrichshafen bis Ulm ist der Winkel α ungefähr 45° , der Wind kommt schräg von hinten, die Geschwindigkeit ist 61 km/Std. Nachdem aber das Luftschiff bei Ulm sich nach NW gedreht hat, steht der Wind senkrecht zur Fahrtrichtung und die Geschwindigkeit ist 18 km/Std.

Ein anderer Grund für das Auftreten des Faktors η liegt in der sog. inneren Unruhe des Windes. Der Wind weht niemals stetig, sondern stets in Stößen. Was wir an unseren Meßinstrumenten als Windgeschwindigkeit ablesen, ist das durch die Massenträgheit des Instrumentes beeinflusste Mittel aus den Geschwindigkeiten der einzelnen Stöße, oder genau genommen die Quadratwurzel

aus dem Mittel der Quadrate der einzelnen Geschwindigkeiten. Das Luftschiff ist diesen Stößen willenlos preisgegeben, die es stets aus der geraden Linie herauswerfen. Der Steuermann muß dann die die Fahrt hemmenden Seitensteuer zur Wirkung bringen, um wieder in die richtige Richtung hineinzukommen.

Die Linienhaltung in horizontaler Richtung wird beeinflusst durch den fortwährenden Wechsel von Auftrieb einerseits und Gewicht andererseits. Durch Temperatur und Druck wird das spezifische Gewicht von Gas und Luft geändert, durch Diffusion durch die Haut die Gasmenge verringert und verschlechtert, durch den Brennstoffverbrauch das Gewicht erleichtert. Um unnötige Gasverluste zu vermeiden, muß man aber möglichst gleiche Höhenlage zu erhalten suchen; das kann nur durch das Höhensteuer erreicht werden, das Kraft verzehrt, also die Geschwindigkeit verlangsamt. Fahrten von Militärluftschiffen dürfen aus diesem Grunde hier nicht in Betracht gezogen werden; denn diese müssen absichtlich bald hoch steigen bald herunter gehen und dazu die Kraft der Antriebsschrauben benutzen. Verkehrsluftschiffe müssen, wie gesagt, möglichst das gleiche Niveau zu erhalten suchen.

Alle diese hindernden Umstände sind durch äußere Verhältnisse gegeben, über die der Mensch nicht Herr ist, und deshalb wird die theoretische mittlere Reisegeschwindigkeit niemals erreicht werden, sondern stets nur ein mehr oder weniger großer Teil.

Zusammenfassung.

Die Geschwindigkeit, welche ein Luftschiff in einem vollständig windstillen Raum erreichen kann, heißt seine Eigengeschwindigkeit. Die, mit welcher es relativ zur Erde in bewegter Luft schwimmt, ist die Reisegeschwindigkeit, die bald schneller bald langsamer als die Eigengeschwindigkeit sein kann. Für jede Eigen- und jede Windgeschwindigkeit gibt es eine bestimmte theoretische mittlere Reisegeschwindigkeit, die stets langsamer ist als die Eigengeschwindigkeit. In der Praxis wird auch diese Reisegeschwindigkeit nicht erreicht. Das Verhältnis der wirklichen zur theoretischen mittleren Reisegeschwindigkeit wird als Wirkungsgrad der Linienhaltung bezeichnet; er beträgt nach den bisher bekannten Fahrten für Parsevalsche Luftschiffe 0,76, für Zeppelinsche 0,71. Die erreichten mittleren Reisegeschwindigkeiten betragen für Parsevalsche Luftschiffe mit 200 PS 36 km/Std., für Zeppelinsche mit 230 PS 30 km/Std.

Sportliche Nachrichten.

In Chemnitz wird voraussichtlich Ende September oder Anfang Oktober eine Flugwoche stattfinden, die vom Chemnitzer Verein für Luftschiffahrt veranstaltet wird. Von Privatpersonen und Firmen sind bereits 32 000 M. als Garantiefonds gesichert und stehen noch weitere nennenswerte Geldspenden bevor. Es starten nur deutsche Flieger. Vorsitzender der Sportskommission ist Direktor Willi Poege, Chemnitz.

Für die Flugwoche in Johannisthal vom 7. bis 13. August sind die Meldungen in Anbetracht des Umstandes, daß erst 21 Deutsche im Besitze des Führerzeugnisses sind, was Bedingung für die Teilnahme am Wettbewerb ist, außerordentlich zahlreich. Am stärksten vertreten von den Flugzeugsystemen ist das deutsche Wright-Flugzeug, von dem nicht weniger als neun Exemplare gemeldet sind, und zwar von Korvettenkapitän Engelhardt zwei, Robert Thelen zwei, Fridolin Keidel zwei, Schauenburg eins, Oskar Heim zwei. Letzterer hat sein Zeugnis in Osterreich erworben, ist aber Reichsdeutscher und als solcher zur Teilnahme an den Wettbewerben berechtigt. Der Aviatik-Doppeldecker (System Farman) der Aviatik G. m. b. H. in Mühlhausen ist in zwei

Exemplaren vertreten, die beide von Jeannin gemeldet sind. Drei Antoinette-Flugzeuge sind von Eugen Wiencziers gemeldet, der am 3. Mai d. Js. den aufsehenerregenden Flug über Straßburg ausgeführt hat. Wiencziers ist der einzige Deutsche, der sein Führerzeugnis auf dem Antoinette-Eindecker erworben hat. Ein Voisin-Flugzeug wird von Felix Laitsch benutzt werden. Hans Grade hat zwei seiner Eindecker gemeldet, und dasselbe Flugzeug wird Ernst Plochmann vorführen. Für Simon Brunhuber, von dessen Flügen auf dem Truppenübungsplatz Döberitz in letzter Zeit vielfach berichtet wurde, hat Oberleutnant Huth zwei Sommer- und einen Farman-Apparat gemeldet. Die deutsche Fluggesellschaft in Frankfurt a. M. hat für Ellery von Gorissen ein Euler-Flugzeug angemeldet. Adolf Behrend hat zwei Eindecker vom Behrend-Typ gemeldet, und schließlich wird Hermann Dorner, der unlängst mit seinem Eindecker eigener Konstruktion den dritten Lanzpreis erwarb, seinen eigenen Apparat vorführen. Es werden sich somit 14 Flieger mit 25 Flugzeugen an dem Wettbewerb beteiligen, 16 Zweidecker, 9 Eindecker. Sechs weitere Anmeldungen mußten außerdem zurückgewiesen werden, weil die Anmeldenden noch nicht die Bedingungen für die Erwerbung des Führerzeugnisses erfüllen konnten.

Neuer Flugplatz am Heiligensee. Die Vorverhandlungen für die Anlage eines neuen Flugplatzes bei Heiligensee sind jetzt soweit gediehen, daß die Anlage gesichert scheint. Der Platz selbst liegt durchaus geeignet und ist von der Station Schulzendorf in wenigen Minuten zu erreichen. Der mit dem 1. Oktober auf der Tegeler Strecke bis Velten durchzuführende Vorortverkehr wird dem Flugplatz bedeutende Vorteile bringen, da dann täglich wochentags je 36 Züge hin und zurück, Sonntags sogar je 47 Züge fahren werden.

14 deutsche Piloten sind bis jetzt im Besitze des Flieger-Zeugnisses: August Euler-Frankfurt a. M. (Euler-Zweidecker), Hans Grade-Bork (Grade-Eindecker), Kapitän Engelhardt-Berlin (Wright-Zweidecker, angestellt als Lehrer bei der »Flugmaschine Wright G. m. b. H.«), Ellery v. Gorissen (Euler- und Voisin-Zweidecker) von der Deutschen Flugesellschaft Frankfurt a. M., Keidel (Wright-Zweidecker), Emil Jeannin (Farman-Zweidecker), der bei der »Aviatic« G. m. b. H. in Mülhausen i. E. angestellt ist, Adolf Behrendt (Schultze-Herfordt-Eindecker, jetzt Führer des Dr. Huthschen Farman-Apparates), Wiencziers (Antoinette-Eindecker), Theelen (Wright-Zweidecker) von der Gesellschaft »Ad Astra«, Lindpaintner (Sommer-Zweidecker), Schauenberg (Wright-Zweidecker) von der »Ikaros«-Gesellschaft, Krachtel-Offenbach a. M., angestellt bei der Akademie für Aviatic in München, Alfred Frey-Paris (Farman-Zweidecker), Ernst Thiele-Leipzig (Euler-Zweidecker), Lochner-Darmstadt (Euler-Zweidecker), Plochmann-München (Grade-Eindecker) und Paulhain-Berlin (Eindecker eigener Konstruktion).

Patentschau.

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen.

Klasse 77 h.

Einspruch bis 6. September 1910.

G. 27 542. Windschutzvorrichtung für Landungsstellen von Luftfahrzeugen. Herm. Gothan, Celle, Hannoversche Str. 42 A. 1. 9. 08.

H. 45 076. Luftscharbe. Albert Hirth, Cannstatt, Prager Str. 138. 2. 11. 08.

Z. 6406. Landestelle für Luftschiffe. Emil Zimmer, München, Richildenstr. 60. 16. 8. 09.

Einspruch bis 10. September 1910.

H. 44 837. Wendeflügelrad für Flugmaschinen mit gleichzeitigem Auf- und Vortrieb. Karl Hahlweg, Stettin, Paradepl. 3. 3. 10. 08.

H. 45 779. Anker für Luftschiffe. Christian Haußmann, Uhlbach b. Obertürkheim, Württb. 18. 1. 09.

Einspruch bis 13. September 1910.

R. 29 102. Ballonstoff. Julius Rund, Goethestr. 10 und Max Samson, Taunusstr. 10, Frankfurt a. M. 18. 8. 09.

St. 14 313. Vorrichtung zum Landen von Luftfahrzeugen; Zus. z. Anm. St. 13 300. Heinrich Strieffler, Landau, Pfalz. 26. 11. 08.

Einspruch bis 24. September 1910.

A. 16 776. Vorrichtung zum Aufsteigen und Fortbewegen in der Luft durch Rückstoß explodierender Gasgemische. Christopher Antoonovich, St. Petersburg.

B. 55 621. Antrieb für Ruderflugapparate mit mehreren abwechselnd niederschlagenden, durch Kurbelwelle und Zugorgane bewegten Schlagflügeln. Erhard Brunsmann, Schulzendorf, Kr. Teltow. 13. 9. 09.

Einspruch bis 30. September 1910.

C. 17 697. Holzpropeller für Luftfahrzeuge mit einem Ausschnitt im mittleren Teil der Schraube. Lucien Chauvière, Paris.

E. 12 486. Vorrichtung zum Verwinden der Tragflächen von Drachenfliegern. Robert Esnault-Pelterie, Boulogne-sur-Seine.

Gebrauchsmuster.

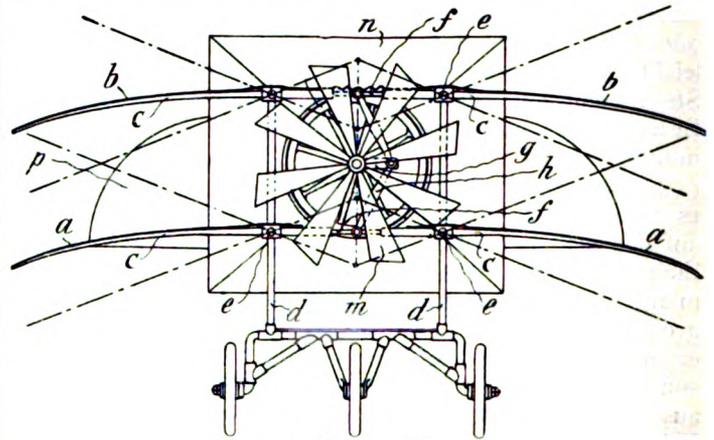
428 807. Flugmaschine mit auslösbaren Laufrädern. Werner Paul, Eberswalde, Schweizerstraße 1a. 20. 4. 10. P. 17 264.

428 863. Luftscharbe mit an einem als Nabe dienenden Speichenrad durch Zugstangen und Speichen befestigten Flügeln. Paul Stolle, Hirschfeld, Post Borsdorf. 1. 4. 09. St. 11 648.

429 173. Propellerflügel. Heinrich Ostermann, Halle a. S., Cansteinstr. 3. 13. 6. 10. O. 5939.

Patent-Erteilungen.

222 265. Flugmaschine mit elastischen durch eine Kurbelwelle und Schubstangen angetriebenen Schlagflügeln. A. C. Just, Forst i. L. — Zwei Flügelpaare *a* und *b* bestehen aus einer Anzahl elastischer, teilweise hohler Stangen *c*, die in bekannter Weise mit Stoff bespannt und an dem Gestell *d* um *o* drehbar gelagert sind. Bei dem oberen Flügelpaar *b* überdeckt die Bespannung zudem den Raum, in dem die Antriebsvorrichtungen untergebracht sind. In den Rohren *c* gleiten die gelenkig miteinander verbundenen Stangen *f*; sie stehen durch Schubstangen *h* mit einer Kurbelwelle *g* in Verbindung, die die Flugmaschine der Länge nach durchdringt und vorn eine Luft-



Zu Nr. 222 265.

scharbe *m* trägt; *n* ist ein Kasten, zur Aufnahme zweier Steuerklappen *o* bestimmt; zwei weitere solcher Klappen liegen außerhalb desselben. Der Anspruch richtet sich lediglich darauf, daß die Schubstangen an zu den Flügeltragstangen verschiebbaren Gelenkstangen angreifen.

222 136. Dr. Ulrich von Reden. Flugmaschine mit Schlagflügeln, deren Enden um die Längsachse verdrehbar sind. — Gegenstand der Erfindung ist ein von Menschenkraft zu bedienender Flügelflieger. In einem Gestell *i* sind Schlagflügel gelagert, bestehend aus der Mittelrippe *f* und den Querrippen *d* und *r*, die durch die Stoffbahn *e* in Verbindung stehen. *d* kann um die Achse von *f* mittels Handgriff *g* verdreht werden, sodaß eine wind-



Zu Nr. 222 136.

schiefe Fläche entsteht, während *r* die über Hebel und Gelenke von der Trittstange *t* eingeleitete Schlagbewegung auf den Flügel überträgt. Ein Sattel *z*, der zugleich die Lagerung des Steuers *s* darstellt, dient dem Flieger als Sitz. Eine besondere Tragfläche ist außerdem vorgesehen; Federn *w* unterstützen die Abwärtsbewegung der Flügel. Die Verwindung (beansprucht) hat den Zweck, beim Niederschlag der Flügel eine Vortriebskomponente dann zu erzeugen, wenn die vorderen Flächenkanten gesenkt werden, und ferner die Aufwärtsbewegung der Flügel durch eine drachenartige Wirkung der vorn gehobenen Flächenkanten zu unterstützen, sodaß also vor jeder Schlag- oder Aufwärtsbewegung die Flügel *f* durch die Handgriffe *g* zu drehen sind. Ein Unteranspruch betrifft die Spannfedern.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. S. FINSTERWALDER	DR.-ING. V. PARSEVAL
	PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN		
DR. FRITZ HUTH	E. JOSSE	DR. N. JOUKOWSKY	DR.-ING. H. REISSNER
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER FLUGTECHNIKER	PROFESSOR AN DER TECHN. HOCH- SCHULE CHARLOTTENBURG	PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

27. August 1910.

Heft 16.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.) S. 205.
Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers. Von Mich. Gabriel, Oberingenieur. (Mit Tafel XIV.) (Fortsetzung.) S. 208.

Bitterfeld oder Friedrichshafen? Von Dr. Hugo Eckener, Friedrichshafen. S. 209.
Neue Flugapparate. Von Ansbert Vorreiter. S. 210.
Sportliche Nachrichten. S. 213.
Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 215.

Die Versuchsanlage für Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.)

Der voraussichtliche Einfluß des Steigungswinkels auf Flächen- und Kraftausnutzung. Einige hydrodynamische Gesichtspunkte.

Wir konnten uns über die höchst erzielbare Flächenausnutzung bei gegebener Leistung nach der Finsterwalderschen Theorie in exakter Weise Rechenschaft geben. Für die beste Kraftausnutzung ist ein gleiches nicht möglich. Wir können uns aber doch näherungsweise über die Abhängigkeit der Kraftausnutzungsgröße C von der wichtigsten Veränderlichen, dem Stellungswinkel α , und über den allgemeinen Verlauf der später aus den Versuchen zu bestimmenden Kurven ein ungefähres Bild machen. Die dazu führenden Überlegungen werden zum Verständnis der Ursachen und Zusammenhänge mancher Erscheinungen bei den Versuchen dienlich sein.

C war definiert als $C = \frac{P}{M} \cdot R$ und bestimmt die Kraftausnutzung nach $\frac{P}{L} = \frac{C}{u}$. Für ein und dieselbe Schraube ist C proportional dem Quotienten P/M .

Wäre die Luftwiderstandsmittelkraft Q , die am Flügel angreift, stets zu diesem gleich gerichtet, so ergäbe die einfache Zerlegung von Q nach P in axialer und U in tangentialer Richtung

$$\frac{P}{U} = \cotg \alpha$$

und, da der Angriffsradius r_m von Q bzw. U annähernd gleich bleiben, also $q = \frac{r_m}{R}$ eine Konstante sein wird, so wäre

$$C = \frac{PR}{U \cdot r_m} = \frac{1}{q} \cdot \cotg \alpha.$$

C wäre für $\alpha = 0$ unendlich groß. Nach der Annahme nähert sich Q mit abnehmendem α der rein axialen Richtung, U verschwindet also. Das würde bei einem idealen Flügel ohne Dicke zutreffen, der in der Nulllage keinen Drehwiderstand erfährt.

Die entsprechende Lage bei einem wirklichen Flügel kennzeichnet sich dadurch, daß $P = 0$ ist, was auch im Idealfall zutrifft, wo $C = \infty$ ja nur den Sinn eines Grenzwertes hat. Während $P = 0$ wird, rückt U bzw. M aber nur bis auf einen kleinen Wert M_0 herab, der wahrscheinlich den kleinsten Formwiderstand des Flügels darstellt. Wir wollen die Annahme machen, die zwar der strengeren Begründung entbehrt, hier aber zur Klärung dient, daß dieser Wert M_0 , nennen wir ihn den Leergangswiderstand, als ein unveränderlicher Verlustanteil des Drehwiderstandes M in allen anderen Flügelstellungen anzusehen sei. M zerlegt sich dann also in diesen unveränderlichen und einen von P bzw. von dem Flügelwinkel abhängigen Bestandteil M_1 , vgl. Fig. 7. Den Drehmomenten M_1 und M_0 entsprechen Umfangskräfte U_1 und U_0 , die am mittleren Radius r_m angreifen. U_1 und P sind dann die Seitenkräfte einer ideellen Mittelkraft Q_1 , die nach Ablösung von U_0 übrigbleibt. Ihr Winkel gegen die Achse sei ϑ . Dann ist $P = U_1 \cdot \ctg \vartheta$ oder

$$\frac{P}{M} \cdot r_m = \frac{U_1 r_m \operatorname{ctg} \vartheta}{M} = \frac{M_1}{M_1 + M_0} \operatorname{ctg} \vartheta.$$

M_0 wächst, wie P und M , mit dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit. Führen wir deshalb noch ein

$$M = \mathfrak{M} \cdot \bar{\omega}^2; \quad M_0 = \mathfrak{M}_0 \bar{\omega}^2; \quad P = \mathfrak{P} \bar{\omega}^2,$$

und setzen wir wieder $\varrho = \frac{r_m}{R}$, so wird

$$C = \frac{\mathfrak{M}_1}{\mathfrak{M}_1 + \mathfrak{M}_0} \cdot \frac{\operatorname{ctg} \vartheta}{\varrho},$$

worin nun \mathfrak{M}_1 eine von Null Grad an zunehmende Funktion von ϑ ist.

Wir können nun mit besserem Recht annehmen, daß Q_1 seine Richtung zum Flügel nicht ändert. Nach-

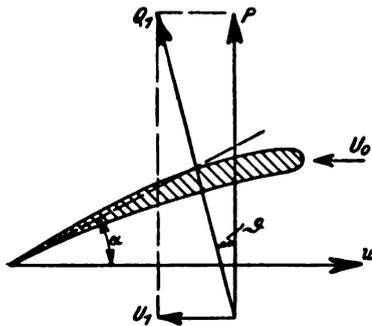


Fig. 7.

dem M_0 bzw. U_0 abge-sondert sind, muß das jedenfalls einigermaßen zutreffen. Wir setzen also $\vartheta = \alpha$, wobei α von der Stellung ab zu zählen ist, wo kein Axialschub stattfindet, und wo jetzt in der Tat $Q_1 = P = M_1 = 0$ ist. Wir müssen nun ferner, um die Formel beispielsweise auswerten zu können, eine Gesetzmäßigkeit zugrunde legen, nach der sich M_1 bzw. \mathfrak{M}_1 mit α ändert. Die experimentelle Aerodynamik bietet jetzt die Möglichkeit, dabei in einer grundsätzlich einigermaßen richtigen Weise der Wirklichkeit nahezukommen. Manche Erscheinungen bei unseren Versuchen werden so besser aufgeklärt, als wenn wir ohne weiteres eine der bekannten Luftwiderstandsformeln anwendeten.

Die Verhältnisse sind ähnlich wie bei geradlinig bewegten Flügeln. Auch bei kreisenden Flügeln befindet sich bei großem Einfallwinkel an der vorausgehenden Seite ein Stauungsgebiet, worin die Luft relativ zum Flügel nur sehr geringe Geschwindigkeit hat ($w_1 \cong 0$). Auf der Rückseite wirbelt die Luft mit teilweise erheblich erhöhten Geschwindigkeiten. Den Geschwindigkeiten entsprechen die beiderseitig herrschenden Luftdrücke, die auf den Flügel wirken. Wir übersehen die Verhältnisse leichter, wenn wir die Schraube stillstehend und die umgebende Luft mit entsprechender Winkelgeschwindigkeit rückwärts kreisend denken, die relativen Luftgeschwindigkeiten w zum Flügel also als absolute betrachten. Die Wirkung muß die gleiche sein.

Da die Summe von statischem Druck und Bewegungsenergie im offenen Raume überall gleich ist (von der Schwere abgesehen), so gilt für die Luftpressungen p_1 und p_2 , die auf Vorder- und Rückseite wirken:

$$p_1 + \frac{\mu}{2} w_1^2 = p_2 + \frac{\mu}{2} w_2^2,$$

also

$$p_1 - p_2 = \frac{\mu}{2} (w_2^2 - w_1^2),$$

(w_1 und w_2 sind darin die mittleren Absolutwerte der Geschwindigkeiten vorn und hinten; auf die Richtungen kommt es hier nicht an).

w_1 ist also klein und in erster Annäherung zu vernachlässigen; w_2 , das Mittel der Geschwindigkeiten im Wirbelsystem, ist bei steilen Flügelstellungen noch etwas größer als die Umfangsgeschwindigkeit $r \cdot \bar{\omega}$ des be-

trachteten Flügelquerschnitts. Die dem Flügel ausweichende Luft, die den Wirbel erzeugt (vgl. Fig. 8), wird nämlich zu einer Geschwindigkeitssteigerung gezwungen, wie das stets an umströmten Körpern stattfindet. Deshalb teilt sich dem Wirbelbereich eine erhöhte Geschwindigkeit mit. Wir müssen also, wenn wir $w_1 = 0$ und $r \cdot \bar{\omega}$ für w_2 einsetzen, den sich ergebenden Pressungsunterschied noch durch einen Beiwert vergrößern,

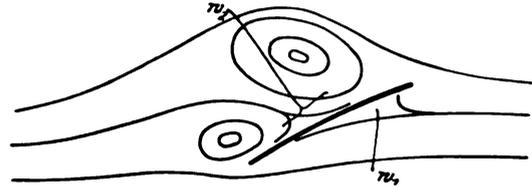


Fig. 8.

der um einige Zehntel größer als die Einheit anzunehmen wäre (nach Erfahrungen etwa gleich 1,3 bei ebenen Platten unter 90°).

Bezeichnen wir ihn mit $2k$ (um mit der üblichen Formulierung in Übereinstimmung zu bleiben), so ist nun

$$p_1 - p_2 = \frac{\mu}{2} w_2^2 = k \cdot \mu \cdot r^2 \cdot \bar{\omega}^2.$$

Das entspricht der bekannten Formel für quergestellte Platten.

Über den Einfluß abnehmender Schrägstellung gestattet nun die experimentelle Hydrodynamik einige zuerst recht befremdende Schlussfolgerungen, die zwar zahlenmäßig nichts weniger als sicher verwertbar, grundsätzlich aber zweifellos richtig sind. Wir haben schon bei anderer Gelegenheit¹⁾ diese Zusammenhänge klarzulegen versucht und ziehen hier nur kurz die Folgerungen. w_1 bleibt bis herab zu ziemlich flachen Winkeln annähernd unverändert $= 0$, da der Stauungskegel vorn, wenn auch immer spitzer werdend, doch als solcher erhalten bleibt. Auch auf der Rückseite werden bis herab zu Stellungen von etwa $20-40^\circ$, je nach der Flügelform, die Verhältnisse nicht in einer durchgreifenden, die Geschwindigkeitsgrößen stark beeinflussenden Weise verändert. Der Wirbelring wird zwar zunehmend verzerrt, bleibt aber als solcher bestehen. Deshalb bleiben wider Erwarten bis zu dieser Lage die Pressungsunterschiede am Flügel annähernd unverändert. Verschiedene Versuche mit Schrägflächen, so die von Eiffel, beweisen, daß das tatsächlich mit ziemlicher Annäherung zutrifft. Die hydrodynamische Ursache dafür, die diesen Forschern noch unbekannt war, wird durch unsere Auffassung aufgeklärt. Die einschneidende Wandlung, die das Strömungssystem in einer kritischen, etwa in den oben bezeichneten Grenzen liegenden Flügelstellung erfährt, hat Fr. Ahlborn aus seinen photographisch aufgenommenen Strömungsbildern in Wasser gefolgert. In der kritischen Gegend wird nämlich der Wirbelring im Rücken des Flügels gesprengt; es treten unregelmäßige und sehr verwickelte Erscheinungen ein, die nun mit weiter flacher werdenden Flügelstellungen stetig in den Zustand flachster Stellung übergehen, wo die Geschwindigkeiten beiderseits des Flügels gleich werden, also kein Pressungsunterschied mehr vorhanden ist ($Q_1 = 0$). Von dem Unstetigkeitspunkte ab nehmen nach den Messungen von Eiffel und von Dines, die in dieser Hinsicht gut übereinstimmen und die von den vielen sonstigen zweifellos die sichersten sind²⁾, die

¹⁾ Zeitschr. d. Vereins Deutscher Ingenieure 1910, S. 851 u. f.

²⁾ Von den Göttinger Versuchen lag bei Abschluß dieses Aufsatzes noch nichts vor.

Kräfte ziemlich linear mit dem Winkelmaß ab¹⁾. Über der kritischen Lage, die wir mit α_x bezeichnen wollen, ist der Luftwiderstand Q_1 senkrecht zur Fläche, wie aus obigem hervorgeht, annähernd konstant; für kleinere Winkel α ist die Kraft im Verhältnis $\frac{\alpha}{\alpha_x}$ kleiner.

Wir gelangen also, wenn wir der nicht mehr zu bezweifelnden Unstetigkeit Rechnung tragen, zu einem der Form nach der empirischen Formel von Eiffel entsprechenden Ausdruck der Widerstandskraft. Es wird, wenn F_f die Flächengröße eines Flügels bedeutet,

$$Q_1 = F_f (p_1 - p_2) = k \cdot \mu \cdot F_f \cdot r_m^2 \cdot \omega^2 \cdot \frac{\alpha}{\alpha_x}$$

mit der Maßgabe, daß $\frac{\alpha}{\alpha_x}$ höchstens ≈ 1 anzurechnen ist, so daß Q_1 , dem obigen entsprechend, für $\alpha > \alpha_x$ unabhängig vom Stellungswinkel wird. Damit ergeben sich nun die uns interessierenden Seitenkräfte, womit wir die Flächen- und die Kraftausnutzungsgrößen \mathfrak{P} und \mathfrak{C} ausdrücken können. Aus

$$P = Q_1 \cos \alpha = k \mu F_f r_m^2 \omega^2 \cos \alpha$$

wird mit

$$\mathfrak{P} = \frac{P}{\omega^2}; \quad r_m = \varrho \cdot R,$$

und bei Einführung von

$$\eta = \frac{F_f}{F} = \frac{F_f}{R^2 \pi} \text{ (Völligkeit des Flügels),}$$

sowie

$$z = \text{Anzahl der Schraubenflügel,}$$

$$(z \cdot \eta = \text{Völligkeit der Schraube})$$

die Axialdruckkonstante

$$\mathfrak{P} = k \cdot \mu \cdot \pi \cdot z \cdot \eta \cdot \varrho^2 \cdot R^4 \cdot \frac{\alpha}{\alpha_x} \cdot \cos \alpha,$$

woraus die Flächenausnutzung:

$$\mathfrak{p} = k \cdot \mu \cdot \pi \cdot z \cdot \eta \cdot \varrho^2 \cdot \frac{\alpha}{\alpha_x} \cos \alpha.$$

¹⁾ Auch nach den neuen Versuchen des Göttinger Laboratoriums ist das für ebene, quadratische Platten annähernd der Fall, wie die von Prof. Prandtl in Heft 7 d. Zeitschr. (S. 75, Fig. 19) mitgeteilte Kurve zeigt, die zum ersten Male klar den Einfluß der Unstetigkeit zum Ausdruck bringt (vgl. auch die ausführlicheren Versuchsmitteilungen in Heft 7, S. 87, Fig. 2). Dadurch sind zwei merkwürdige und allen älteren Forschern ganz unerwartete Tatsachen nun wohl endgültig festgestellt: der Luftwiderstand kann bei Platten in bestimmten Schräglagen unter Umständen erheblich (bis über 50%) größer werden, als in ihrer Querstellung; in der Nähe dieses Punktes kann er im Beharrungszustand verschieden groß ausfallen, je nachdem man den Winkel der Platte von größerer oder von kleinerer Neigung herkommend eingestellt hatte. Die Erklärung für dieses scheinbar paradoxe Verhalten ist durch unsere obige, schon früher ausführlicher gegebene Darstellung der Strömungsvorgänge gegeben (Zeitschrift des Vereins Deutscher Ingenieure 1910, S. 854): Beim Aufbrechen des Wirbelringes (Fig. 8), von dem der obere Zweig zunächst noch bestehen bleibt, während der untere Zweig sich in rückwärts von den Seitenrändern der Platte ausstrahlenden Wirbelzöpfen verliert, verschwindet das sekundäre Stauungsgebiet im Rücken der Platte, das bei steiler Stellung einen Teil der im Wirbel aufgenommenen Energie an die Platte abgegeben hatte. Der Rücken ist jetzt nur noch mit rasch bewegter Flüssigkeit in Berührung; der Geschwindigkeitsmittelwert ω_2 ist also größer und der dort herrschende Druck p_2 kleiner geworden. Der Druck p_1 auf der Vorderseite ist dabei immer noch annähernd gleich geblieben. So kommt im ganzen tatsächlich ein größerer Pressungsunterschied auf die Platte zur Wirkung, als in der Normalstellung.

Auch daß unter ganz gleichen äußeren Bedingungen verschiedene Bewegungssysteme und entsprechend verschiedene Kraftwirkungen möglich sind, je nachdem sie auf dem einen oder anderen Wege hergestellt wurden, war schon dort als wahrscheinlich ausgesprochen.

Es erscheint weiters einleuchtend, daß das Verschwinden des zurückgebliebenen oberen Wirbelzweiges bei einer noch flacheren Stellung nochmals zu Unstetigkeiten Anlaß geben kann. Damit mögen die eigentümlichen zum Teil doppelt gebrochenen Kurven eine Erklärung finden, die sich für zylindrisch gewölbte Platten ergeben haben (Heft 11, Tafel VIII, Fig. 4 und 5).

Ferner wird:

$$U_1 = Q_1 \sin \alpha, \quad \text{also} \quad M_1 = Q_1 r_m \sin \alpha,$$

woraus mit entsprechender Einsetzung

$$\mathfrak{M}_1 = k \mu \pi z \eta \varrho^3 R^5 \frac{\alpha}{\alpha_x} \sin \alpha.$$

Damit ergänzen wir nun unsern obigen Ausdruck für C so weit, daß wir den Einfluß des Stellungswinkels übersehen können. Wir hatten mit $\vartheta = \alpha$, wie oben begründet,

$$C = \frac{\mathfrak{M}_1}{\mathfrak{M}_1 + \mathfrak{M}_0} \cdot \frac{\text{ctg } \alpha}{\varrho},$$

worin wir nun abkürzend $\mathfrak{M}_1 = K \cdot \frac{\alpha}{\alpha_x} \cdot \sin \alpha$ setzen, da wir hier nur den Einfluß des Winkels betrachten wollen. Wir erhalten

$$C \cdot \varrho = \frac{K \cdot \frac{\alpha}{\alpha_x} \sin \alpha \cdot \text{ctg } \alpha}{K \cdot \frac{\alpha}{\alpha_x} \sin \alpha + \mathfrak{M}_0} = \frac{\frac{\alpha}{\alpha_x} \cos \alpha}{\frac{\alpha}{\alpha_x} \sin \alpha + \frac{\mathfrak{M}_0}{K}},$$

was sich mit $\mathfrak{M}_0 = 0$, der ersten einfachen Annahme entsprechend, auf $C \cdot \varrho = \text{ctg } \alpha$ vereinfacht.

In Fig. 9 sind zunächst die den Größen \mathfrak{P} und \mathfrak{M}_1 entsprechenden Winkelfunktionen $\frac{\alpha}{\alpha_x} \cos \alpha$ und $\frac{\alpha}{\alpha_x} \sin \alpha$ für zwei Werte von α_x (30° und 40°) dargestellt. Hätten wir eine der bekannten stetigen Luftwiderstandsformeln zugrunde gelegt, etwa die bei solchen Rechnungen meist bevorzugte Sinusformel $Q_1 = k \mu \cdot F \cdot v^2 \sin \alpha$, so hätte sich für die \mathfrak{P} -Funktion eine symmetrische Kurve ($\sin \alpha \cdot \cos \alpha$) mit dem Höchstwert bei 45° , für \mathfrak{M} die \sin^2 -

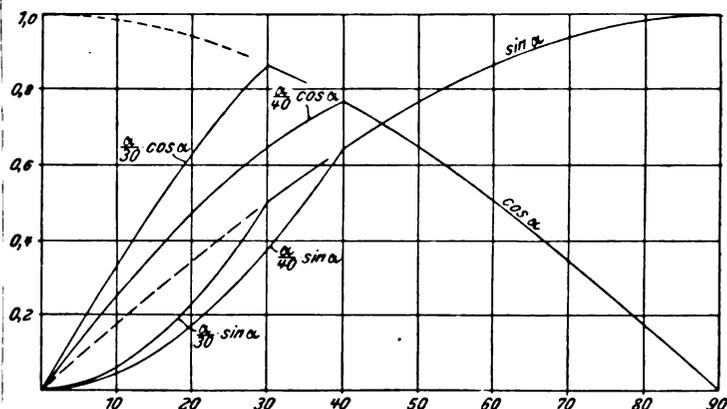


Fig. 9.

Kurve mit Wendepunkt bei 45° ergeben. Bei den Versuchen werden uns aber stets mehr oder weniger ausgeprägt die verwickelteren Erscheinungen begegnen, die durch die tatsächlich bestehende Unstetigkeit bedingt und durch unsere Auffassung sicher grundsätzlich richtig gedeutet sind. Wir finden in den \mathfrak{P} - und \mathfrak{M} -Kurven, die wir nach unseren Versuchen mit Variierung von α stets aufzeichnen, vielfache Beweise dafür und besitzen die Erklärung für die sonst unverständlichen und oft fast unwahrscheinlichen Unstetigkeiten, die uns bei den Versuchen begegnen. Die Knickpunkte in den Kurven sind natürlich in Wirklichkeit nicht so ausgeprägt, wie nach der Berechnung. An der kritischen Grenze spielen sich ja beim »Aufbrechen« des Wirbelringes (Fig. 8), d. h. bei einer Grenzlage, wo die Strömungsvorgänge einen einschneidenden Systemwechsel erleiden, höchst verwickelte Vorgänge ab. Die Zustände sind sehr labil,

d. h. geringfügige Änderungen in den Versuchsbedingungen, z. B. unmerkliche Bewegungsänderungen in der umgebenden Luft, bringen starke Schwankungen in den aerodynamischen Wirkungen hervor, so daß es manchmal unmöglich ist, eindeutige Versuchswerte zu erhalten. Wir wissen nun, woraufhin wir die β - und \mathfrak{M} -Kurven anzusehen haben: der Höchstwert von β und der Wendepunkt in der \mathfrak{M} -Kurve, die wahrscheinlich beim gleichen Winkel zusammenfallen werden, bezeichnen die kritische Stellung des Systemwechsels. Sie werden wahrscheinlich aus der Mitte ($\alpha = 45^\circ$) nach der Seite der kleineren Winkel hin verschoben sein. In der Tat trifft das besonders bei den Flügeln mit ebener Druckseite stets zu;

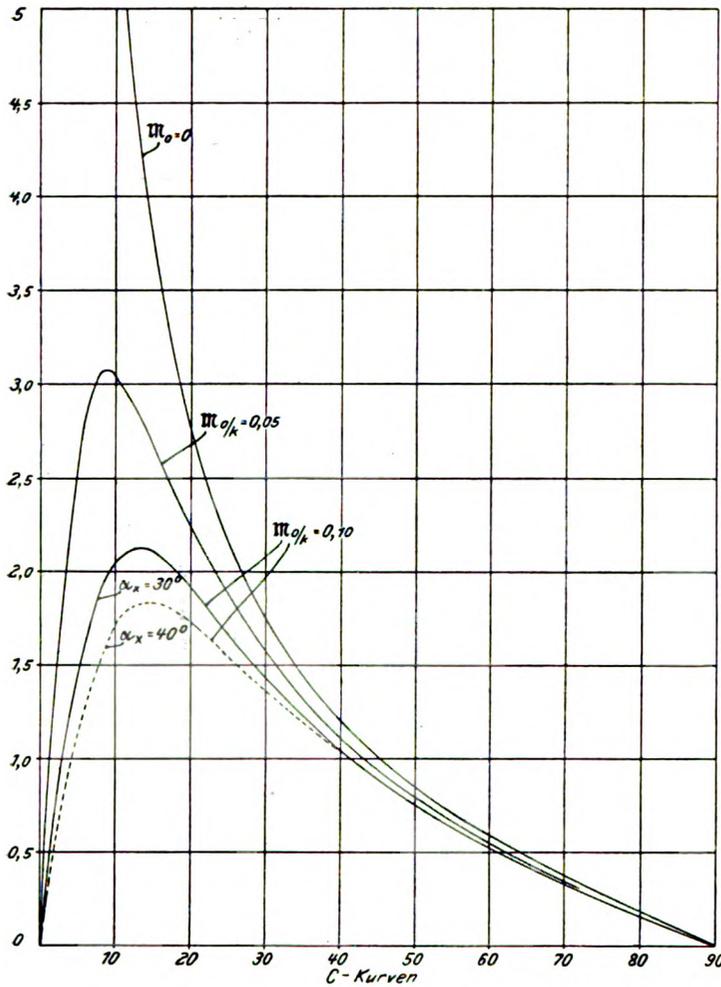


Fig. 10.

bei stärkerer Wölbung finden wir aber auch etwas entgegengesetzt verschobene β -Kurven.

In den Kurven für C (Fig. 10) tritt dagegen der Unstetigkeitsknick schon nach der Berechnung gar nicht mehr auffällig in Erscheinung. Entsprechend glatt verlaufen die Kurven meist auch in Wirklichkeit. Ihr Charakter stimmt unverkennbar mit der Berechnung überein.

Die Höchstwerte von C wachsen natürlich sehr rasch mit abnehmendem Leergangswiderstand \mathfrak{M}_0 ; zugleich rückt der Winkel höchster Kraftausnutzung immer tiefer, also auch die entsprechende Flächenausnutzung β bzw. p .¹⁾

¹⁾ Ähnlich unseren obigen C -Kurven müssen, wie man leicht verfolgen kann, offenbar auch für geradlinig bewegte Drachenflügel die Kurven ausfallen, die man erhält, wenn man die Werte des wichtigen Quotienten aus der lotrechten (tragenden) und der wagerechten (hemmenden) Komponente des Luftwiderstandes in Abhängigkeit vom Stellungswinkel darstellt. O. Lilienthals bekannte Versuche geben, so aufgetragen, Kurven von ganz ähnlich glattem Verlauf. Die Göttinger

Das praktisch wichtige Gebiet liegt im allgemeinen unterhalb der Unstetigkeitsstelle α_x . Mit diesem Teil der Kurven haben wir uns in der Folge besonders zu befassen. Nur in einigen Fällen dehnen wir die Versuche über den ganzen Winkelbereich bis $\alpha = 90^\circ$ aus.

(Fortsetzung folgt.)

Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers.

Von Mich. Gabriel, Oberingenieur der Albatroswerke, Berlin-Johannisthal (mit Tafel XIV).

(Fortsetzung aus Heft 14.)

Tafel XIV zeigt verschiedene Querschnitte durch das Boot längs der in Blatt I (Tafel XII) angedeuteten Vertikalebene. Vor allem ist die Form der vertikalen Querverspreizungen des Bootes ersichtlich. Im Schnitt erscheinen oben die beiden Bordleisten (Gondelleisten), unten der Kiel und in der Mitte innerhalb der vertikalen Querverspreizungen die dreieckigen Mittelleisten (die mit denselben verschraubten, ebenfalls im Schnitt erscheinenden viereckigen Leisten gehen nicht durch und sind nur Stützen für die Verplankung). Der Schnitt $a-b$ zeigt die drei Streben, welche den Übergang vom Boot zum Schwanz bilden. Man sieht aus diesem Schnitt auch,

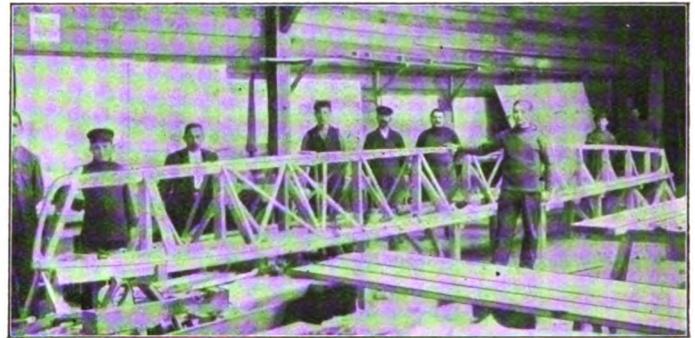
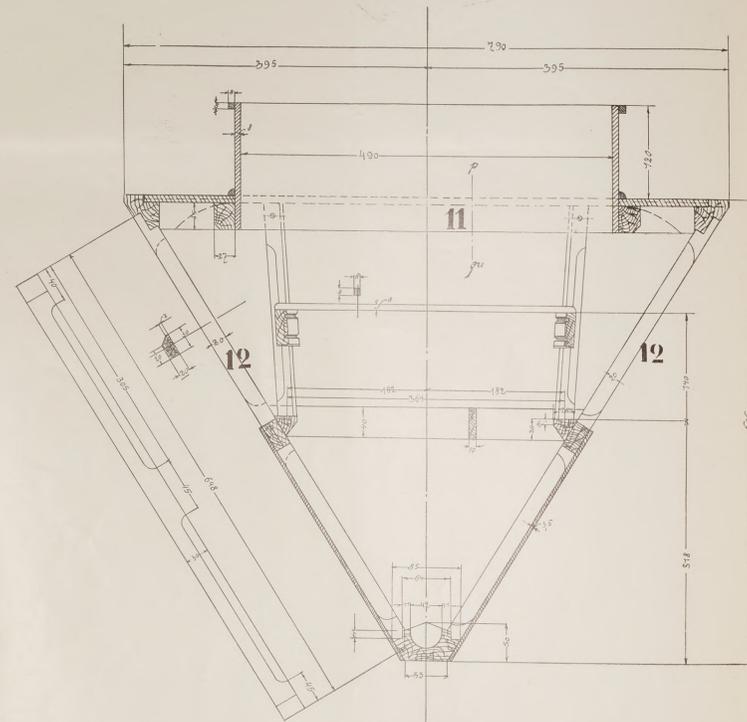


Fig. 1. Bootgerüst für einen »Antoinette«-Eindecker in der Werkstatt der Albatros-Werke.

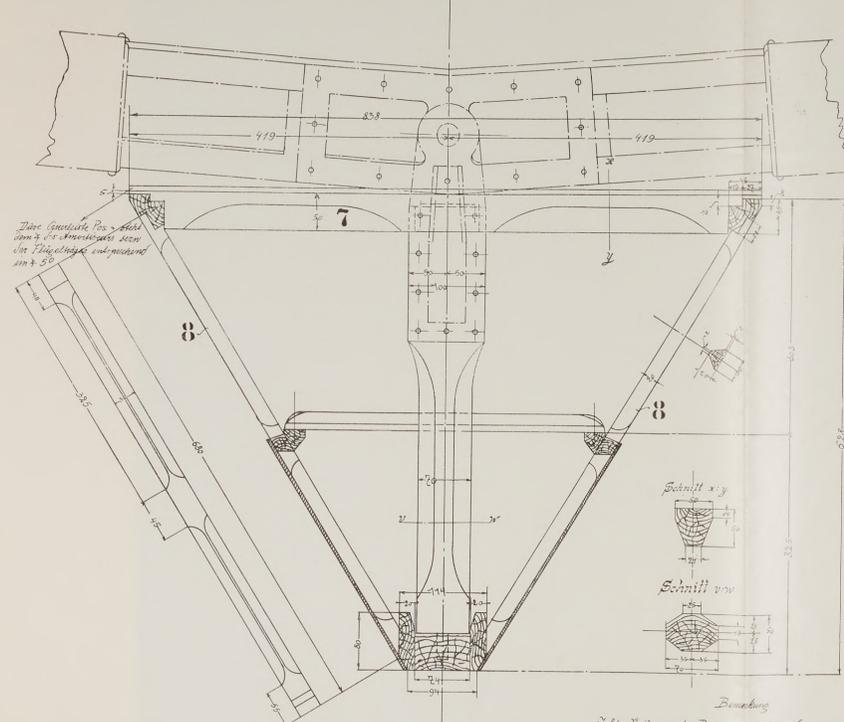
wie der auf einer späteren Zeichnung besonders behandelte Sitz eingebaut ist. Aus dem Schnitt $c-d$ ist die Lagerung der hinteren Flügelhauptträger zu ersehen, welche zum Zwecke der Verwindung der Flügel nicht starr mit dem Boot verbunden sind, sondern sich wiegend um einen Punkt in der Mitte drehen können, und zwar geschieht dies um einen hohlen Stahlbolzen, welcher durch zwei Blechlaschen mit der schief im Boot sitzenden Mittelstütze der hinteren Flügelhauptträger verbunden ist. Untereinander sind die Hauptträger der Flügel durch Füllstücke aus Holz und darübergeschraubte Blechlaschen verbunden, welche in einer späteren Zeichnung gültig gemacht sind. Aus dem Schnitt $e-f$ ist zu ersehen, wie der Amortiseur und der Hauptmast im Boot festgehalten sind. Schnitt $g-h$ zeigt die Auflagerstelle der vorderen Flügelhauptträger, welche durch Vermittlung eines Aufsatzes (Sattels) auf dem Boot aufruhend. Die Neigung der Flügel gegen das Boot ist eine solche, daß die Sehne an die untere Flügelwölbung gegen den oberen Bootsrand um einen Winkel von 5° nach hinten abfällt. Dementsprechend ist auch die Mittelstütze der hinteren

Versuche (Heft 11, Tafel VIII, Fig. 7) zeigen infolge der starken Unstetigkeiten der Tragkraftskomponente allerdings zum Teil etwas ausgeprägtere Ecken, aber doch wesentlich den gleichen Charakter. Dieser Quotient bestimmt bei Aeroplanen in ganz entsprechender Weise, wie unsere Größe C bei Schrauben, die Höhe der Kraftausnutzung.

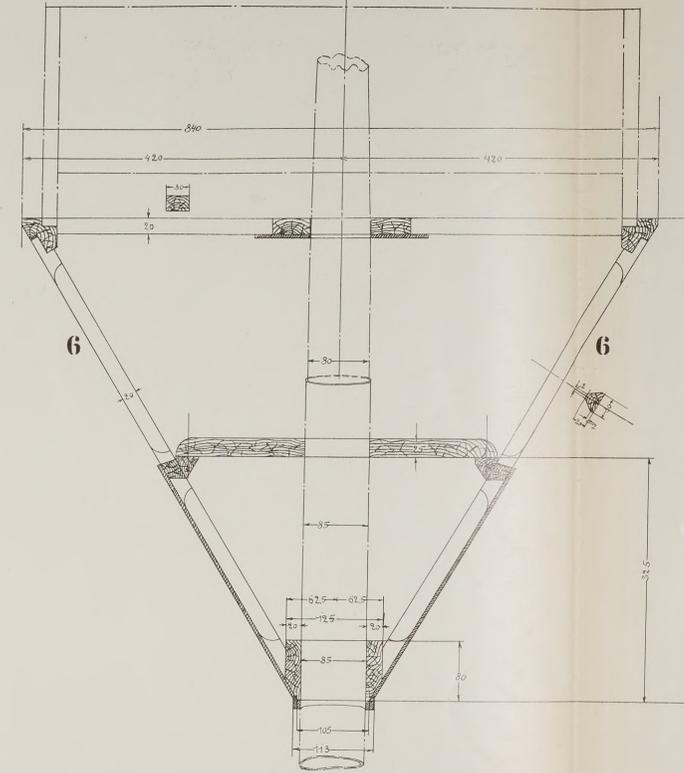
Schnitt a-b.
auf Höhe des Fußbodens, vom Propeller gesehen.



Schnitt c-d.
hinter dem zweiten Hauptträger, vom Sitz gesehen.

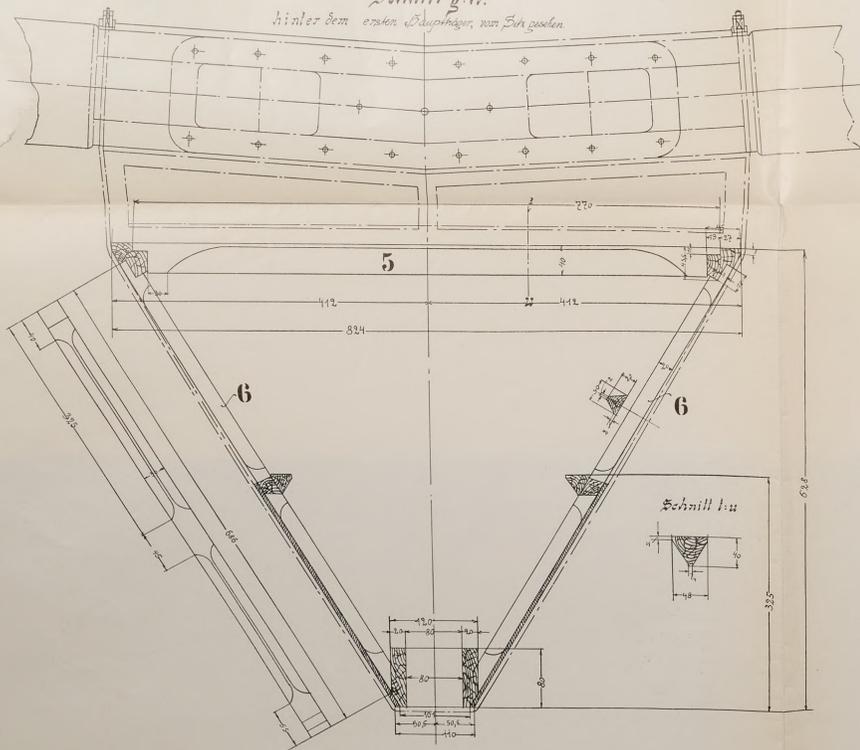


Schnitt e-f.
hinter dem Bootsmast, vom Sitz gesehen.



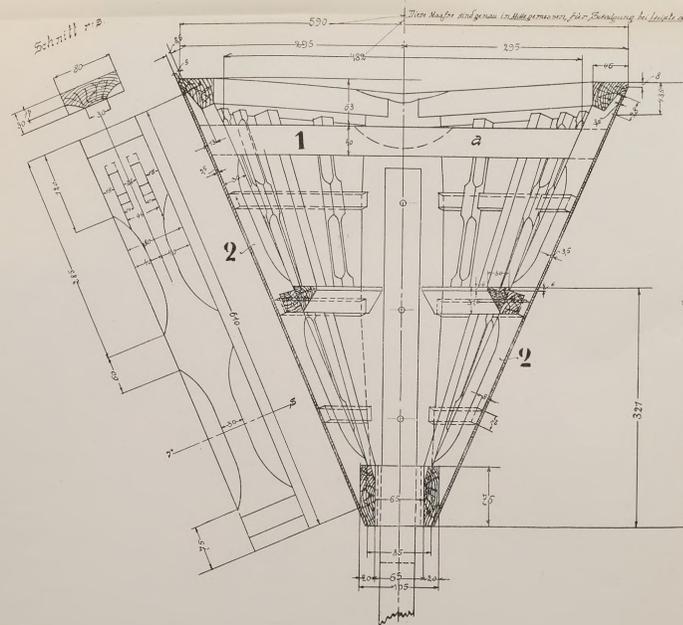
Stück Nr.	Stück größe	Bezeichnung	Material	Anmerkung
1	1	Ausweise für Maschine	Eiche	
2	2	Seitenrippe	" "	
3	1	Ausweise	Fornax	
4	2	Seitenrippe	Eiche	
5	1	Ausweise für 1. Hauptträger	Fornax	
6	2	Seitenrippen	Eiche	
7	1	Ausweise für 2. Hauptträger	" "	
8	2	Seitenrippe	" "	
9	1	Ausweise am Ende	Fornax	
10	2	Seitenrippe	Eiche	
11	1	Ausweise am Fußboden	Fornax	
12	2	Seitenrippe	Eiche	

Schnitt g-h.
hinter dem ersten Hauptträger, vom Sitz gesehen.



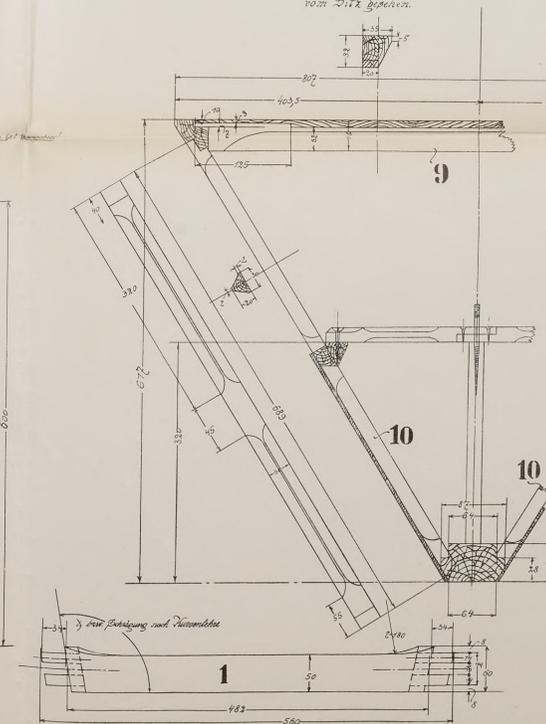
Maßstab 1:5

Schnitt i-k.
hinter dem Maschinenträger, vom Sitz gesehen.

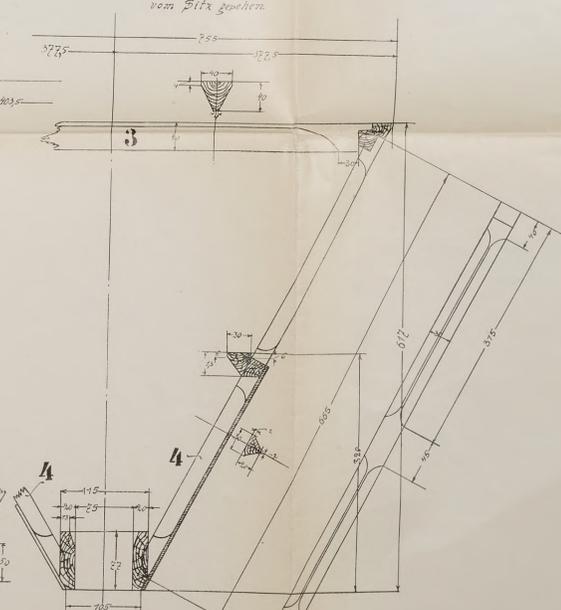


Bemerkung
Sofortige Verjüngung des Bootenrumpfes nach der Rippe links in dieser Zeichnung 2, 7, 6
1, 10, 12 wird anzuwenden sein, während nach dem Prinzip der Verjüngung ist aber
infolge der geringen Verjüngung so klein, daß die letzten 2 letzten Rippen
zunächst aneinander gleich hergestellt sind und erst bei Montage
genau angepasst werden.

Schnitt l-m.
vom Sitz gesehen.



Schnitt n-o.
vom Sitz gesehen.



Altklaus-Werke S. m. b. H.
Berlin-Schmiedehof.
Name: Koch, Nr. 209
Vollst. Unters. d. 1. 1. 1910
Koch, Nr. 209

Flügelhauptträger um 5° nach hinten geneigt, und der Sattel für die vorderen Flügelhauptträger, welcher übrigens noch Gegenstand einer späteren Zeichnung sein wird, ist um 5° schief auf das Boot aufgesetzt; dies wird dadurch erreicht, daß die Oberseite der wagrechten Querverspreizung unter 5° schräg nach hinten profiliert wird, wobei sie mit ihrer schiefen Ebene über den Bootsrand übersteht. Man beachte ferner, daß der vordere Flügelhauptträger auf dem Boot durch Drähte festgehalten wird, welche dasselbe umschnüren. Der Schnitt $i-k$ zeigt die Konstruktion des Bootes an der Stelle, wo der Motor eingebaut wird. Der Schnitt $l-m$ zeigt das Lager für das Seitensteuer. Man beachte auch bei dieser Zeichnung, in welcher penibler Weise auf möglichste Gewichtsverminderung durch Abfasen und Querschnittsverändern Bedacht genommen wurde. Das Material der auf dieser Zeichnung gültig gemachten Streben ist teilweise »Spruce«, teilweise Esche. Bei der Type 1910 sind mehrere der bisher eschenen Streben durch solche aus Spruce, jedoch von entsprechend größerem Querschnitt ersetzt.

(Fortsetzung folgt.)

Bitterfeld oder Friedrichshafen?

Von Dr. Hugo Eckener, Friedrichshafen.

Herr Prof. Dr. K. Schreber brachte im 12. Heft dieser Zeitschrift unter der Überschrift »Was hat zur Förderung von Flugtechnik und Motorluftschiffahrt zu geschehen?« einen kurzen Aufsatz, der mit dankenswertem Nachdruck und mit Gründen, die ja vonseiten des Grafen Zeppelin und seiner Mitarbeiter lange und oft genug hervorgehoben worden sind, sich für die Schaffung einer zentralen Versuchsanstalt für motorische Luftschiffahrt ausspricht. Man kann fast alles unterschreiben, was Herr Prof. Schreber ausführt, so namentlich auch seine Bemerkung, daß die Rücksicht auf die Kosten (und, möchten wir hinzufügen, auf die beschränkte Anzahl von geeigneten Fachkapazitäten) es wünschenswert erscheinen läßt, zunächst in einer Versuchsstation großen Stiles alle Kräfte zusammenzufassen.

Einwendungen kann man vielleicht nur erheben, wenn der Verfasser Bitterfeld als den geeignetsten Platz für eine solche Station hinstellt. Weshalb denn gerade Bitterfeld? Es ist mir nicht ganz klar geworden, welche Gründe für die Wahl des Herrn Prof. Schreber die ausschlaggebenden sind. Einmal führt er aus, daß die laut Abmanns Zeugnis günstigen meteorologischen Bedingungen es sind, welche für Bitterfeld sprechen, dann meint er, daß die Nähe der technischen Hochschulen von Charlottenburg und Dresden von allergrößtem Vorteil sei. Trotzdem verwirft er ausdrücklich z. B. Celle, das doch nach Abmann in bezug auf die Windverhältnisse am allergünstigsten gelegen ist und von dem Herr Schreber doch sicherlich kaum im Ernst behaupten kann, daß es »selbst von der nächsten Hochschule Hannover nur unbequem zu erreichen« sei. Es muß also wohl ein anderer Grund der bestimmende sein und das ist ohne Zweifel, wie Herr Prof. Schreber auch selbst andeutet, der, daß Bitterfeld auch sonst als Sitz der Parseval-Baugesellschaft »viel bietet«.

In der Tat kommt es doch wohl in erster Linie darauf an, daß der Sitz der befürworteten Luftschiffahrts-Versuchsanstalt zugleich der Sitz einer lebendig schaffenden Luftschiffindustrie sei, aus deren enger Fühlung mit der Versuchsanstalt diese erst die richtige Befruchtung und Anregung für ihre Arbeiten ziehen wird. Wenn Herr Prof. Schreber also sehr richtig betont, daß es, wie schon Giffard erkannt habe, nötig sei, Versuche mit Luftschiffen größter Dimensionen anzustellen, so ist es uns doch ein wenig verwunderlich, wie Friedrichshafen so garnicht soll in Frage kommen dürfen, wo das Riesenluftschiff seine Ge-

burtsstätte hat, wo — man mag sagen, was man will — die neuen Ideen zu einem guten Teile entstanden und verfochten sind, wo große Hallenanlagen im verlassenen Manzell schon vorhanden sind und der ganze Apparat zum Luftschiffbetrieb zur Verfügung steht. Auch die benachbarten technischen Hochschulen, die eine Rolle spielen sollen, fehlen hier nicht, denn Stuttgart und das von reichsdeutschen Studenten stark besuchte Zürich sind kaum ferner von Friedrichshafen als Charlottenburg und Dresden von Bitterfeld. Soll man also nicht annehmen, daß Herr Prof. Schreber eine Aversion gegen Friedrichshafen hegt, die aus seinen offensichtlichen Mißverständnissen bezüglich der Friedrichshafener »Verkehrsabsichten« vielleicht zu begreifen wäre, so muß man schon zu der Ansicht kommen, daß er doch den meteorologischen Bedingungen eine größere Bedeutung beimißt, als seine Argumentationsweise vermuten läßt.

Wirklich hält Herr Prof. Schreber sich ja an die Meinungsäußerung Abmanns, daß Friedrichshafen nach der Windstatistik als »keineswegs besonders günstig« bezeichnet werden müsse. (Es fehlt hier in der Schreberschen Zitierung das Wörtchen »besonders«, das doch wohl als abschwächende Partikel nicht ohne Bedeutung ist.) Das scheint ein gewichtiges Zeugnis für die Berechtigung der Ablehnung Friedrichshafens zu sein. Ich für meine Person muß freilich bekennen, daß ich bei aller Wertschätzung der außerordentlich fleißigen und in gewissem Sinne grundlegenden Abmannschen Statistik gerade dasjenige, was er über die Friedrichshafener Windverhältnisse beibringt, nicht als einwandfrei und ohne weitere Prüfung sofort benutzbar ansehen kann. Abmann berechnet die Zahl der »Sturmtage« im Jahr, d. h. die Zahl der Tage, an denen die Windgeschwindigkeit wenigstens vorübergehend einmal den Betrag von 15 m/Sek. überschreitet, für Friedrichshafen auf durchschnittlich 24 im Jahre. Jedem, der mit offenen Sinnen für Wind und Wetter dauernd am Bodensee lebt, wird dieses nicht recht einleuchten wollen. Als Mann, der an der Nordseeküste Deutschlands zu Hause ist und viele Jahre lang dem Segelsport obgelegen hat, stelle ich die Richtigkeit dieser Angabe mit voller Entschiedenheit in Abrede. Friedrichshafen soll mit 6,6% »Sturmtagen« noch über Keitum rangieren, dem nur 6,5% zuerkannt werden!

Die ganze Sturmstatistik im Abmannschen Buch ist, wie jeder meteorologisch nur ein wenig gebildete Beurteiler weiß, überhaupt sehr angreifbar, denn sie beruht auf individuellen Schätzungen mit absichtlichem Ausschluß der Anemometerbeobachtungen. Es sind nach dieser Methode individuelle Schätzungsfehler unvermeidlich, gleichwie bekanntlich auch sozusagen geographische oder regionale Unterschiede in der Schätzung zu konstatieren sind, indem das subjektive Sturmmaß in Süddeutschland im allgemeinen ein anderes, kleineres als in Norddeutschland ist. Je nach persönlicher Empfindung und klimatologischer Gewöhnung des Schätzenden fällt der Sturmbegriff sehr verschieden aus. Das zeigt sich klassisch gerade an dem Beispiel der Friedrichshafener Statistik. In Friedrichshafen wurden in den Jahren 1886 bis 1898 folgende Anzahl von Sturmtagen »festgestellt«: 21, 35, 35, 24, 35, 38, 47, 39, 29, 40, 35, 42, 33. Das ergibt also im Mittel 34,8 Sturmtage im Jahr. Im Jahre 1898 trat ein Beobachterwechsel ein und bis zum Jahre 1906 gab es jetzt folgende Sturmtagezahlen: 12, 10, 7, 4, 11, 9, 0, 3. Das ergibt im Mittel also nur 7 Sturmtage. Darnach war die erste Reihe von Jahren fünfmal so »stürmisch« wie die zweite. Daß das ein Unsinn ist, liegt auf der Hand. Abmann errechnet gleichwohl das Mittel aus diesen 21 Jahren mit 24 Sturmtagen im Jahr und kommt so zu dem Schluß, daß Friedrichshafen als Luftschiffhafen »keineswegs besonders günstig« sei.

Ich bin nicht einmal geneigt, dem zweiten Beobachter, der nur sieben Sturmtage gegenüber den 35 Tagen seines

Vorgängers feststellte, recht zu geben. Wenigstens ist nach meinem, an norddeutschen Sturmbegriffen geschulten Empfinden die Zahl der wirklichen Sturmtage am Bodensee auf höchstens vier bis fünf Tage im Jahr zu schätzen. Sehr wertvoll in dieser Beziehung ist das, was Prof. Mack-Hohenheim in seinen »Beiträgen zur Ermittlung der Windgeschwindigkeiten, welche den Graden der Beaufortskala im Binnenlande entsprechen«, feststellt. Er teilt darin mit, daß die der Stufe 8 entsprechende Windgeschwindigkeit, geschätzt von seinem langjährigen, erfahrenen Beobachter, in der die umliegenden Gebäude und Bäume überragenden Höhe des Anemometers nur 10,5 m/Sek. betragen habe. Das ist weit entfernt von 15 m/Sek. Solchen großen Spielraum für den Begriff »Sturm« gestattet ja sicherlich auch die Definition nach Beaufort: »Stürmischer Wind: ganze Bäume werden bewegt«. Das subjektive Sturmmaß wird sich ohne Zweifel dem landesüblichen Sprachgebrauch anpassen und dieser richtet sich nach der Gewöhnung an klimatische Besonderheiten.

So ist es aus individuellen und geographischen Gründen wohl verständlich, wie die Statistik zu den abnorm hohen Zahlen für die Sturmtage in Friedrichshafen gekommen ist. An tatsächlichen Sturmtagen, an denen der Wind die Geschwindigkeit von 15 m/Sek. erreicht, mag Friedrichshafen etwa ebensoviele haben, wie das in bezug auf Meereshöhe und geographische Lage ähnlich belegene Hohenheim, nämlich 4,3 im Jahr, die der Anemograph in letzterer Station feststellte. Das wären also fast genau so viele wie Berlin oder Torgau mit 4 resp. 4,7 Tagen sie aufweisen, und erheblich weniger, als das Bitterfeld benachbarte Leipzig mit 19,4 Tagen hat. Es mag freilich dahingestellt sein, ob diese letzteren Schätzungen richtig sind, jedenfalls ist aber so viel klar, daß Friedrichshafen keineswegs seiner meteorologischen Verhältnisse wegen aus der Zahl der für eine Versuchsanstalt in Frage kommenden Orte ausscheiden muß. Eher ist das Gegenteil richtig.

Neue Flugapparate¹⁾.

Im Anschluß an die Beschreibung des Eindeckers von Etrich sei noch nachgetragen, daß Etrich die Serienfabrikation seines Flugapparates für Österreich der bekannten Firma Jakob Lohner & Co. in Wien und Florisdorf übertragen hat. Diese Firma hat bereits eine Serie von Etrich-Eindeckern in Arbeit, von denen drei von der österreichischen Armeeverwaltung bestellt worden sind. Die Abmessungen und sonstigen Angaben über diesen neuen Typ von Etrich sind nachstehend zusammengestellt.

Verbesserter Zanoniatyp in Vogelform für zwei Personen (System Etrich).

Spannweite 14 m Länge 10 m
Tragfläche 32 qm Steuerflächen 10 qm
Gewicht komplet ohne Insassen 350 kg
Motor: 50 HP 4 Zylinder Clerget oder österreichischer Daimler
Schraube: anfangs 2200 mm Durchmesser, 1200 mm Gang, System Chauvière, jetzt 1800 mm Durchmesser, 1200 mm Gang, österreichisches System Hofmann,
Zug am Stand bei Vollgas (1300 Touren) 150 kg früher, 60 kg jetzt
Im Flug Motordrossel zu $\frac{1}{3}$ offen; Zug nicht gemessen
Geschwindigkeit ca. 75—80 km per Stunde
Einfallswinkel der Luft $4\frac{1}{2}^\circ$.

Infolge des geringen Kraftbedarfes und der öfteren Motordefekte an den leichten Clergetmotoren wird zurzeit der leichte 50 HP Clerget durch einen normalen 18/22 HP 4 Zylinder Automotor (100 kg) der österreichischen Daimler-

¹⁾ Unter besonderer Berücksichtigung der Flugwochen Budapest, Reims und Berlin. (Siehe Heft 14, S. 181 und Tafel XIII.)

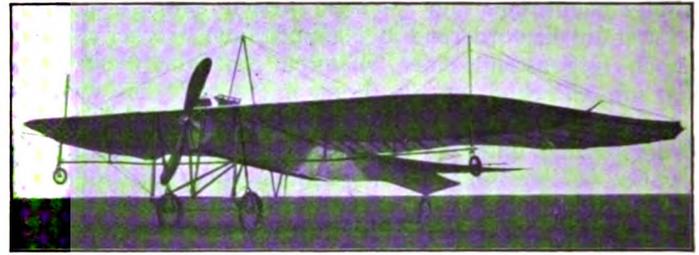


Fig. 1. Eindecker von Etrich, Anlaufgestell von vorn gesehen, Motor Clerget.

motorengesellschaft ausgewechselt und die Versuche mit demselben Ende des Monats aufgenommen.

Die Flugapparate resp. Motoren werden auf Wunsch mit einer Kupplung ausgerüstet, wodurch der Führer die Möglichkeit hat, ohne fremde Hilfe aufzusteigen.

Auf Wunsch einiger Leser ist nebenstehend die Zanoniafrucht abgebildet, nach deren Form Etrich die Tragflächen seines Eindeckers konstruiert hat.

Diese Form der Tragflächen wendet, dem Beispiel von Etrich folgend, jetzt auch die Wiener Firma Werner & Pfleiderer an ihrem Zweidecker »Vindobona« an.

Dieser Zweidecker hat sich bei den Wettflügen in Budapest als sehr stabil erwiesen, und konnte diese Konstruktion erfolgreich mit den französischen Drachenfliegern in Wettbewerb treten. Im übrigen ist der Zweidecker »Vindobona« sehr ähnlich dem Farman-Zweidecker konstruiert.

Die Firma Werner & Pfleiderer baut auch den Eindecker von Pischhof, der nächst dem Eindecker von Etrich wohl als die beste Konstruktion von allen in Österreich gebauten Flugapparaten bezeichnet werden kann. Der Eindecker von Pischhof hat mit den Eindeckern von Santos Dumont und Grade die Anordnung des Führersitzes unter den Tragflächen gemeinsam, jedoch befindet sich neben dem Führersitz noch ein Passagiersitz, und ein zweiter Passagiersitz läßt sich hinter diesen beiden vorderen Sitzen anbringen. Pischhof hat seinen Eindecker von vornherein für mehrere Personen konstruiert, da er namentlich die militärische Verwendung desselben im Auge hatte. Neu für Eindecker ist die Anordnung des Propellers hinter den Tragflächen, und zwar ist die Propellernabe etwas über der Tragfläche auf einer feststehenden Achse gelagert, welche die obere Strebe des Längsgerüsts bildet. Hinter dem Propeller teilt sich

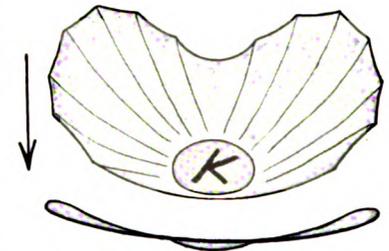


Fig. 2. »Zanonias«-Flugsamen von oben und vorn gesehen.

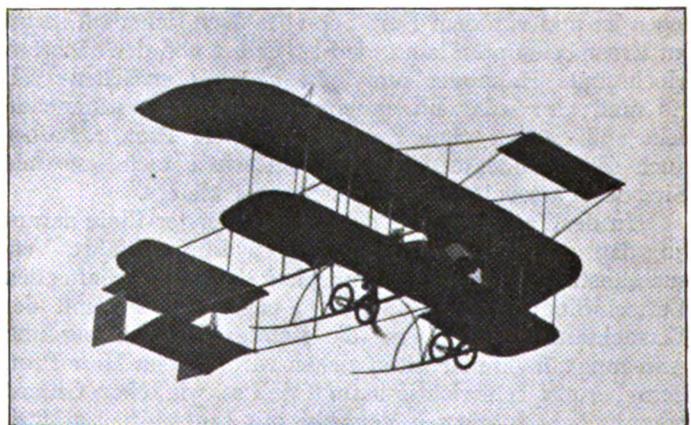


Fig. 3. Zweidecker »Vindobona« von Werner & Pfleiderer, System Warchalowski (verbesserter Farman-Typ mit oberer Tragfläche nach der Zanoniform von Etrich).

diese Strobe in zwei Streben und trägt an ihrem Ende, wo sie mit den Schlittenkufen zusammenstößt, welche die unteren Längsstreben des Gerüsts bilden, eine einstellbare Schwanzfläche. Diese Fläche ist wie die Tragfläche gekrümmt und im übrigen wie bei dem Eindecker Typ XII von Blériot (Kanaltyp) ausgebildet, indem die Enden mittels einer Achse beweglich sind und als Höhensteuer dienen. Über dieser Fläche befindet sich noch eine kleinere horizontale Fläche von dreieckiger Form, die unbeweglich ist. Zwischen den beiden Schwanzflächen sind zwei Seitensteuer angeordnet, deren Achsen durch die untere Fläche hindurchgeführt sind und an ihren unteren Enden mittels federnder Gabeln die hinteren kleineren Anlaufräder tragen. Infolge dieser Anordnung läßt sich daher dieser Drachenflieger mittels des Steuerhebels für die Seitensteuer auch beim Fahren auf dem Erdboden steuern. Hierdurch wird der Transport des Flugapparates auf der Straße sehr bequem. Die Tragflächen lassen sich hierfür, ähnlich wie bei Blériot, leicht abmontieren resp. zu beiden Seiten des Mittelgestelles herunterklappen und am Gestell befestigen.

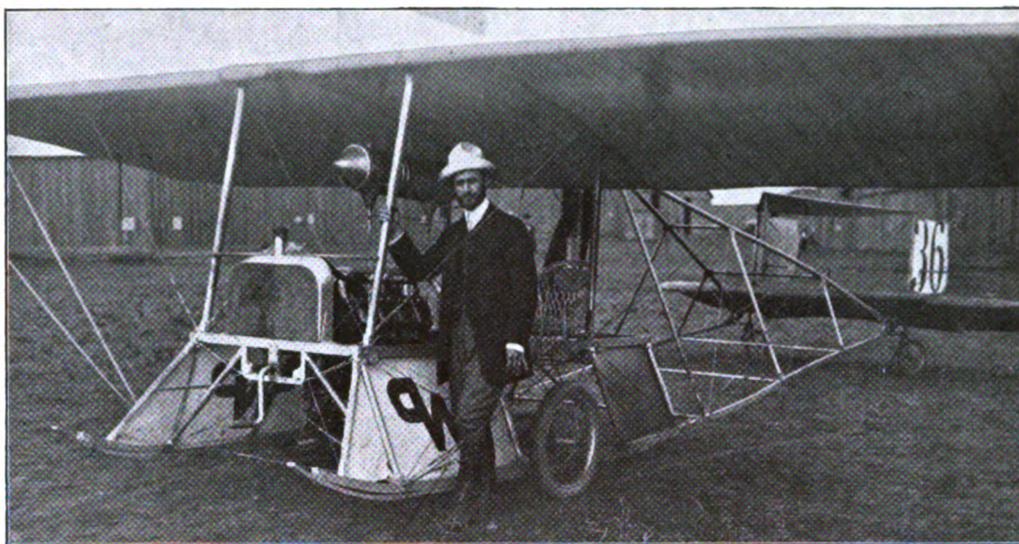


Fig. 4. Eindecker Pischof. Beachtenswert die Anordnung des Propellers hinter der Tragfläche. Motor kann wie bei einem Automobil durch Handkurbel angedreht werden und wird vom Sitz aus durch eine Konuskupplung der Propeller eingeschaltet.

die dort beteiligten Flugapparate auf die Belastung der Tragflächen hin zu vergleichen. Wie die nachstehende Tabelle zeigt, ist die Belastung auf die Flächeneinheit bei den neueren Flugapparaten erheblich größer geworden. Dies ist ermöglicht durch die große Geschwindigkeit, namentlich der Eindecker, infolge Verringerung des Luftwiderstandes und Vergrößerung der Motorleistung. Der neue Blériot von Moran, der mit einem Gnome-Motor von nominell 100 PS ausgerüstet ist, hat demnach auch die höchste Belastung von 32 kg pro qm, während der Zweidecker Wright mit 9 kg die geringste Belastung aufweist. Die durchschnittliche Belastung bei den Eindeckern ist ca. 17,5 kg, für Zweidecker 11,5 kg. Die geringste Belastung von allen Eindeckern weist der Eindecker von Pischof mit 12,5 kg auf.

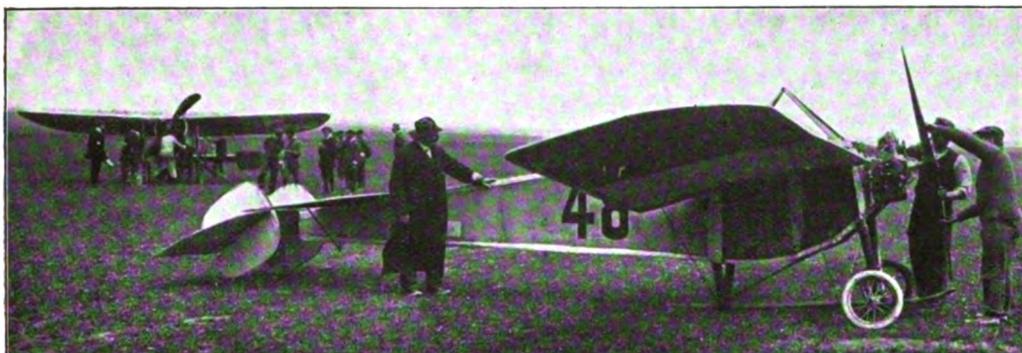


Fig. 5. Eindecker von Nieuport, Motor Darracq.

Pischof benutzt einen Propeller von großem Durchmesser und treibt denselben, ins Langsame übersetzt, mittels Kette an. Die in der Verlängerung der Motorwelle liegende untere Kettenradwelle läßt sich mittels einer Friktionskupplung mit dem Motor beliebig ein- und auskuppeln. Der vor dem Führersitz gelagerte Motor, ein E.N.V.-Motor von 50 PS, ist mit einer Andrehkurbel versehen und somit kann der Führer selbst seinen Motor in Gang setzen und schaltet den Propeller erst ein, wenn er sich vom guten Gang des Motors überzeugt und auf seinem Führersitz Platz genommen hat.

Pischof hat mit seinem Eindecker außer an der Flugwoche in Budapest auch an der Flugwoche in Reims als einziger österreichischer Apparat teilgenommen und auch dort, wie in Budapest, durch seinen stabilen Flug die Aufmerksamkeit der Fachleute erregt.

Bezüglich der Flugwoche in Reims ist es interessant,

während der Flugwoche von Reims das erstmal vorgeführt wurde, fällt durch seinen vollständig mit Stoff bespannten Mittelkörper (Boot) auf. Beachtenswert an demselben ist namentlich die Konstruktion des Schwanzes. Hinter einer flossenförmigen, festen Fläche ist eine um die horizontale Achse bewegliche Fläche angebracht, die somit das Höhensteuer bildet. Diese Fläche trägt oben und unten je zwei



Fig. 6. Neuer Eindecker von Blériot, Motor Gnome.

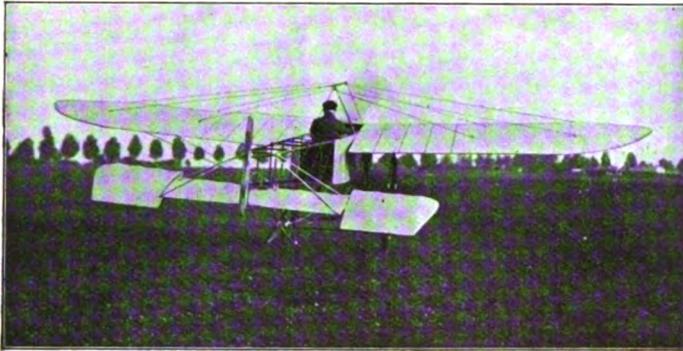


Fig. 7. Eindecker Blériot (Kanal-Typ) für die Überlandflüge Circuit de l'Est. Beachtenswert der Ersatz der hinteren Anlaufräder durch zwei Kufen.

kleine vertikale Flächen. Diese vertikalen Flächen sind nicht drehbar, sondern fest mit dem Höhensteuer verbunden, doch sind die hinteren frei stehenden Enden der vertikalen Flächen biegsam und können so zur Seitensteuerung dienen. Die Querstabilität wird durch Verwindung der Tragflächen erreicht. Der Eindecker von Nieuport ist mit einem verhältnismäßig kleinen Motor ausgerüstet, da sein zweizylindriger Darracq-Motor nur ca. 22 PS leistet. Die zweiflüglige Chauvierschraube wird direkt mit 1300 Touren angetrieben.

Das Anlaufgestell ist ähnlich wie beim Antoinette-Eindecker konstruiert, indem zwischen zwei Anlaufrädern eine Schlittenkufe angeordnet ist. Die Federung erfolgt jedoch durch Plattfedern statt, wie bei Antoinette, durch einen Luftpuffer.

Der neue Eindecker von Blériot hat sich ganz gut bewährt und führt sich überraschend schnell ein. Im Verhältnis zur Größe der Tragflächen hat dieser Eindecker ein vorzügliches Tragvermögen und sind bereits Passagierflüge mit zwei Passagieren, im ganzen also drei Personen, ausgeführt worden. Auch während der Flugwoche in Rouen und jetzt in Reims hat sich dieser Drachenfliegertyp ausgezeichnet. Blériot fabriziert diesen Typ jetzt in zwei Größen.

Bei dem kleineren Typ ist der Brennstoffbehälter ziemlich tief unter dem Gerüst angebracht, um den Schwerpunkt etwas zu verlegen. Bei dem größeren Typ befinden sich zwei Brennstoffbehälter zwischen den Tragflächen vor dem Führersitz im Körper. Die tiefe Anordnung des Brennstoff-

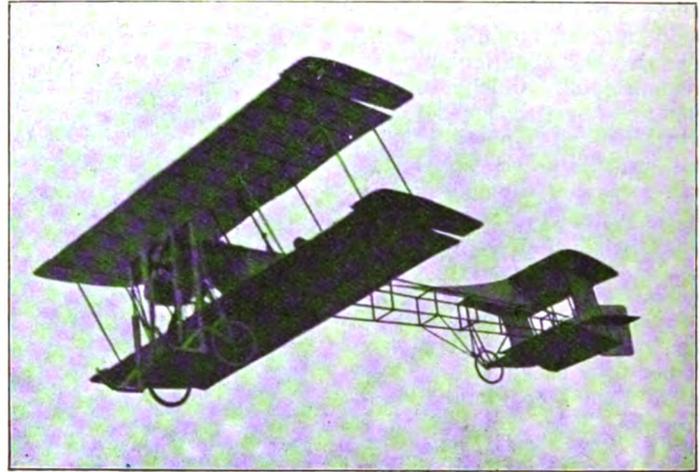


Fig. 9. Zweidecker von Goupy im Fluge.

behälters hat den Nachteil, daß der Brennstoff durch Überdruck mittels Luft oder dem Auspuffgaser nach dem Vergaser gedrückt werden muß Behälter und Rohrleitungen also gut abgedichtet sein müssen.

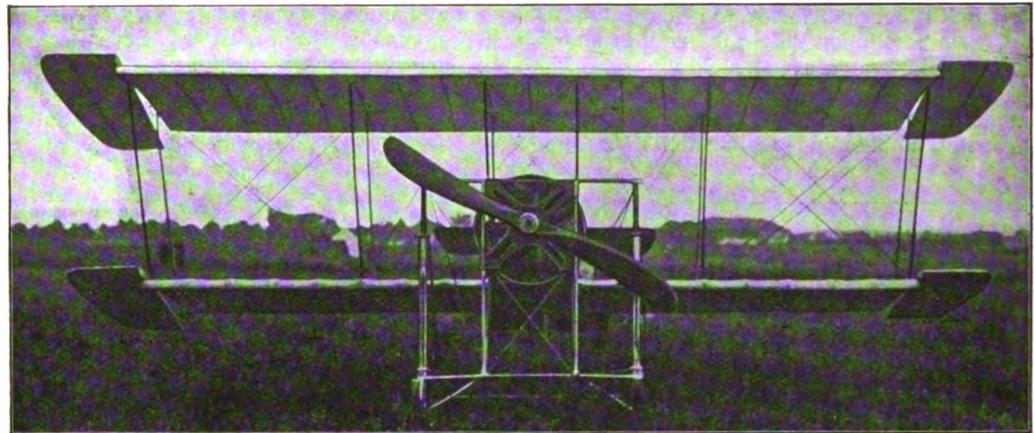


Fig. 8. Neuer Zweidecker von Goupy. Ansicht von vorn. Motor Gnôme.

Neben dem neuen Blériotyp wird der ältere Kanaltyp immer noch weiter gebaut und verbessert. Jetzt hat Blériot das hintere kleinere Anlaufrad durch zwei gebogene Kufen ersetzt. Auf diesem Typ siegten jetzt Leblanc und Aubrun in dem großen Überlandflug »Circuit de L'Est«.

Von den Zweideckern, die auf der Flugwoche von Reims herauskamen, ist noch der Zweidecker von Goupy besonders zu erwähnen. Man kann sich diesen Zweidecker dadurch hergestellt denken, daß man beim Eindecker Blériot die Trag- und Schwanzflächen verdoppelt, doch sind die-

selben nicht, wie sonst üblich, senkrecht übereinander angeordnet, sondern die oberen Flächen sind etwas nach vorwärts gerückt, und dementsprechend stehen die Stützen zwischen den oberen und unteren Tragflächen nicht senkrecht wie sonst bei Zweideckern, sondern geneigt.

Das Höhensteuer zeigt die gleiche Konstruktion wie bei dem Blériot Kanaltyp. Die Querstabilität jedoch wird durch um horizontale Achsen drehbare Flächen zu beiden Seiten der Außenkanten an den Tragflächen erreicht. Am Anlaufgestell ist noch die Anordnung

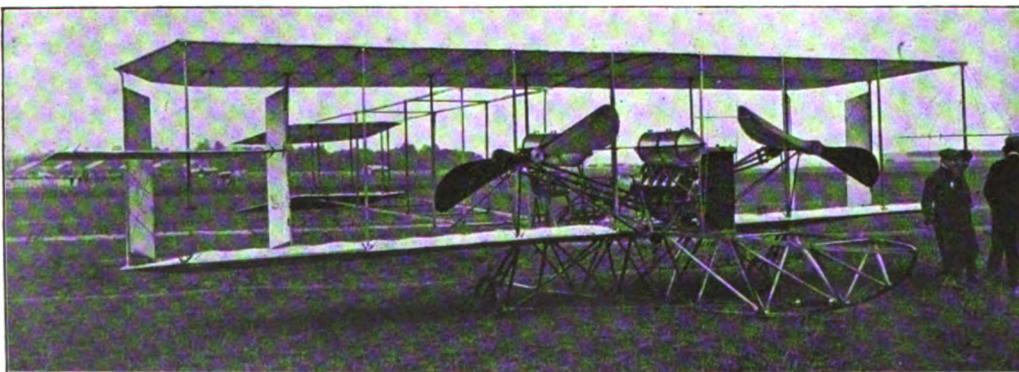


Fig. 10. Neuer Zweidecker von Savary, Ansicht von vorn. Beachtenswert die beiden Propeller vor den Tragflächen und das als Landungskufe ausgebildete Traggerüst. Motor E.N.V.

von Bremskufen vor den Anlaufrollern bemerkenswert. Im übrigen ist das Anlaufgestell wie bei Blériot konstruiert, in dessen Werkstatt dieser Zweidecker gebaut worden ist.

Der neue Zweidecker von Savary verdient wegen der Anordnung der Propeller zu beiden Seiten vor den Tragflächen Beachtung. Der Antrieb derselben erfolgt wie bei Wright durch Ketten, von denen die Kette für den linken Propeller gekreuzt ist. Ferner ist die Anordnung der Seitensteuer beachtenswert, indem dieselben nicht, wie sonst üblich, hinten, sondern vorn zwischen den Tragflächen angeordnet sind, und zwar hat Savary zu beiden Seiten je zwei vertikale Flächen angeordnet; im ganzen also vier.

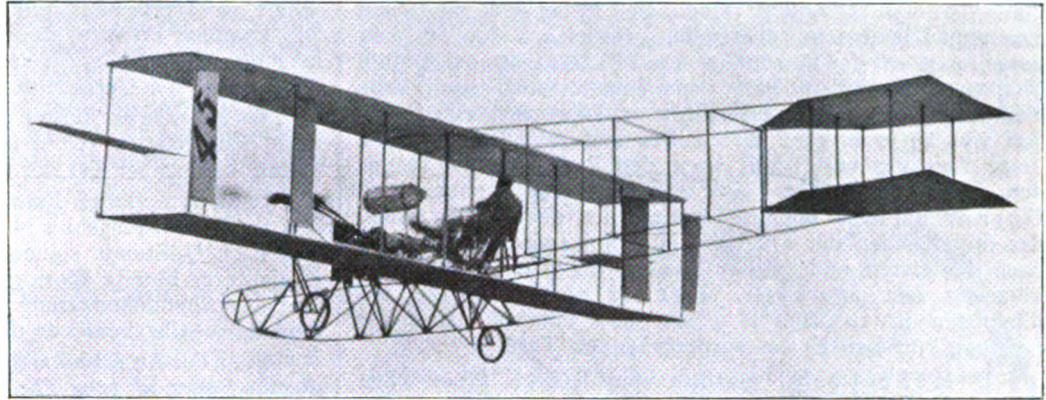


Fig. 11. Zweidecker Savary im Fluge.

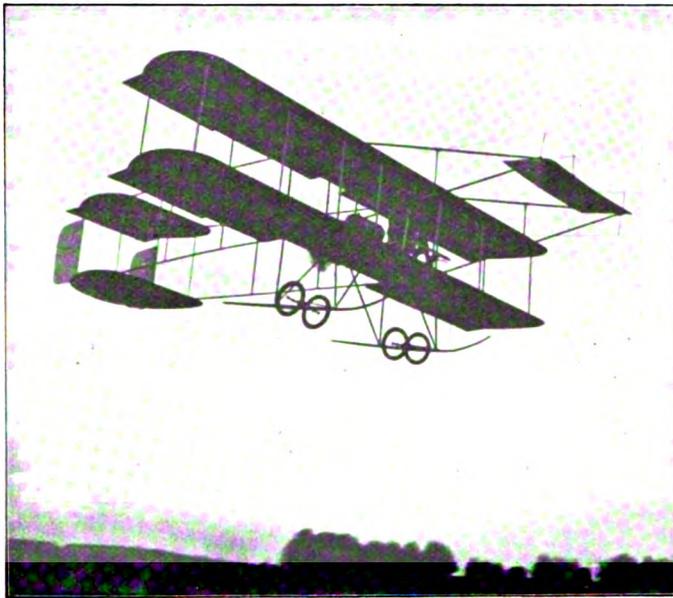


Fig. 13. Zweidecker von Maurice Farman im Fluge.

beiden Seiten zwischen den Tragflächen, ähnlich wie bei Curtiß, einstellbare horizontale Flächen angeordnet.

Das Traggerüst für den Motor mit Zubehör ist nicht wie bei Voisin und anderen Zweideckern zwischen den Tragflächen, sondern unterhalb der unteren Tragfläche angeordnet. Das Gerüst ist im Querschnitt dreieckig, und die untere Längsstrebe desselben ist als Landungskufe ausgebildet.

Die Voisin-Zweidecker, von welchen an der Flugwoche in Reims fünf teilnahmen, wiesen in ihrer Konstruktion mehrere Verschiedenheiten auf, woraus man entnehmen kann, daß diese Firma ihren Typ noch immer nicht festgelegt hat. So variierte die Größe der Tragflächen zwischen 30 und 50 qm. Die drehbaren Flügel für die Querstabilität haben ebenfalls verschiedene Größe und sind einmal ähnlich wie bei Farman an der Hinterkante der oberen Tragflächen, das andere Mal,

ähnlich wie bei Curtiß, zwischen den Tragflächen angeordnet. Auch die Konstruktion der Schwanzflächen und Seitensteuer ist sehr verschieden, indem an dem einen Apparat einfache, an dem anderen doppelte Flächen vorhanden sind. Nachahmenswert ist eine Einrichtung zum Schutz der Tragflächen, indem an den Außenkanten derselben unten federnde Bügel resp. Kufen angeordnet sind.

Kleinere Verschiedenheiten zeigen auch die Zweidecker von Henri Farman, doch sind die Abweichungen gegenüber den in Deutschland nach diesem System gebauten Zweideckern geringfügig.

Der neue Zweidecker von Maurice Farman, an dessen Konstruktion auch sein Bruder Henri Farman mitgearbeitet hat, ist dem Zweidecker Henri Farman jetzt sehr ähnlich. Überhaupt kann man den Zweideckertyp von Henri Farman, der auch in großer Vollkommenheit in Deutschland (Albatroswerken G. m. b. H., Berlin, Aviatik G. m. b. H., Mülhausen i. E.) gebaut wird, als den verbreitetsten Zweideckertyp bezeichnen.

Sportliche Nachrichten.

Die erste deutsche nationale Flugwoche auf dem Flugplatz „Berlin-Johannisthal“.

Die erste deutsche nationale Flugwoche, die am Sonntag, den 7. August, ihren Anfang fand, ließ deutlich erkennen, daß die deutschen Führer von Flugmaschinen nunmehr denjenigen anderer Länder, was Wagemut und Energie anbetrifft, wenig nachstehen. Während der ganzen Woche herrschten oft lebhaftere Winde, und doch ließen sich die Piloten von ihren Flügen nicht zurückhalten. In bezug auf die erreichte Höhe (Thelen erreichte auf einem Wright-Doppeldecker 298,76 m) und auf die Belastung (Apparat von Thelen 210 kg, Apparat von Engelhardt 207 kg, Apparat

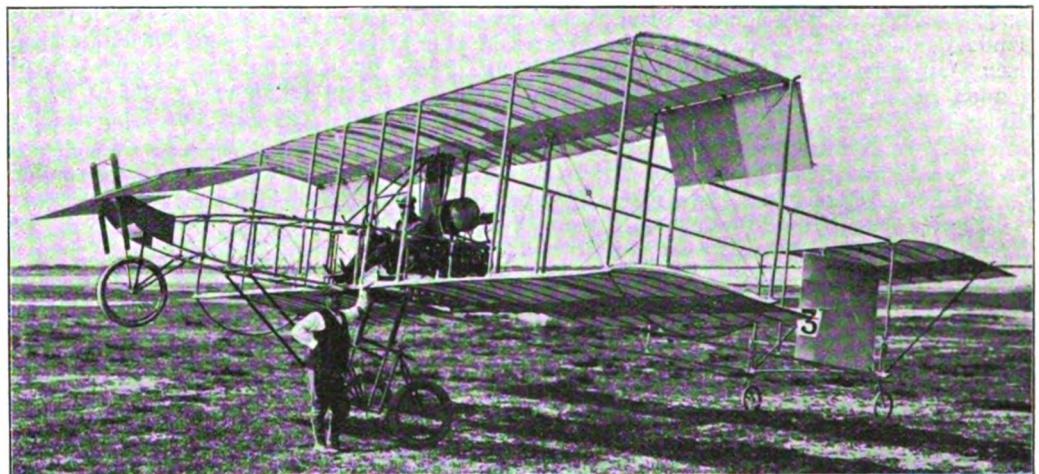


Fig. 12. Neuer Zweidecker der Gebrüder Voisin mit seitlichen Stabilisierungsflächen, Motor E.N.V.

von Dörner 182,9 kg) sind die bisherigen deutschen Leistungen bedeutend übertroffen worden. Besonders hervorgehoben sei der Höhenflug von Thelen, der am fünften Flugtage bei seinem Fluge von Johannisthal nach Britz eine Höhe von 277 m erreichte; er kam nach einem Anlauf von 47,30 m vom Boden frei und erzielte damit die beste Leistung und somit auch den Preis von 500 M. für den kürzesten Anlauf. Am gleichen Tage bewarb sich Dörner um den Bleichröderpreis, der demjenigen zufiel, der drei Runden der Flugbahn mit zwei Zwischenlandungen nach der ersten und zweiten Runde von je einer Minute in kürzester Zeit zurücklegte. Dörner absolvierte die Bedingungen in 10 Min. 8⁶/₁₀ Sek. und überbot damit die Leistung von Laitsch am vorhergehenden Tage.

I. Höhenpreis, gestiftet vom Königl. Preußischen Kriegsministerium: Thelen (Wright) mit 298,76 m 5000 M. Der zweite und dritte Höhenpreis (3000, 1000 M.) ist nicht ausgeflogen worden. II. Belastungspreis des Kriegsministeriums: Thelen (Wright), Engelhardt (Wright), Dörner (Dörner). Die Reihenfolge der Gewinner der drei Preise, 5000, 3000, 1000 M., steht noch nicht fest, da von zwei Seiten Protest eingelegt worden ist. III. Täglicher Dauerpreis: Am ersten Tag nicht ausgeflogen, am zweiten Tag Wiencziers (Antoinette) mit 29 Min. 53,2 Sek. 500 M., am dritten Tag Wiencziers mit 38 Min. 37,3 Sek. 500 M., Thelen mit 38 Min. 32,3 Sek. 200 M., am vierten Tag Jeannin (deutscher Farman) mit 1 Std. 48 Min. 1,2 Sek. 500 M., Brunhuber (Sommer) mit 1 Std. 46 Min. 48 Sek. 300 M., am fünften Tag Jeannin mit 57 Min. 4,2 Sek. 500 M., am sechsten Tag Jeannin mit 31 Min. 40 Sek. 500 M., Engelhardt mit 22 Min. 13 Sek. 300 M. IV. Zusatzpreis für Passagierflüge: am zweiten Tag Wiencziers 300 M., am dritten Tag Wiencziers 300 M., Dörner 100 M., am sechsten Tag Engelhardt 300 M., an den übrigen Tagen wurden die Preise nicht ausgeflogen. V. Totalitätspreis, gebildet aus den nicht gewonnenen Preisen von III und IV, für Passagierflüge, Wiencziers mit 2 Std. 31,2 Min. 2775 M., Engelhardt mit 2 Std. 21 Sek. 925 M. VI. Preis für die größte Gesamtflugzeit: Jeannin mit 2 Std. 41 Min. 41,7 Sek. 2000 M., Wiencziers mit 2 Std. 36 Min. 29,5 Sek. 500 M. VII. Preis für den kürzesten Anlauf: Thelen mit 47,3 m 500 M. VIII. Ehrenpreis des Kriegsministers, bestehend aus einer bronzenen Statue: Thelen. Außerdem hat sich Jeannin einen Zusatzpreis zum »Lanzpreis der Lüfte« von 2000 M. erworben. Es haben gewonnen: Jeannin 5800 M., Wiencziers 3875 M., Thelen 5700 und 5 oder 3000 M. des Belastungspreises, Engelhardt 1525 M. und s. Thelen, Dörner 1100 M., Brunhuber 300 M.

Der erste offizielle Überlandflug in Deutschland.

Fast gleichzeitig mit der größten bisher organisierten Flugveranstaltung, dem Überlandflug über Ostfrankreich mit einer Fluglänge von fast 800 km, fand vom 16. bis 22. August der erste offizielle Überlandflug in Deutschland statt, dessen Fluglänge etwa den 10. Teil betrug. Dieser vom deutschen Fliegerbunde organisierte Überlandflug von Frankfurt a. M. über Mainz nach Mannheim fand eine sehr rege Beteiligung, da die folgenden zehn Konkurrenten gemeldet hatten. August Euler (Euler-Zweidecker), von Gorrissen (Euler-Zweidecker), Emil Jeannin (2 Aviatik-Zweidecker, System Farman), E. Lindpaintner (Sommer-Zweidecker), Erich Lochner (Euler-Zweidecker), Walter von Mumm (2 Antoinette-Eindecker), E. Plochmann (Grade-Eindecker), Robert Thelen (Wright-Zweidecker), Oberleutnant von Thiedemann (Sommer-Zweidecker), Eugen Wiencziers (1 Albatros-Eindecker, System Antoinette).

Oberleutnant von Thiedemann startete als erster mit seinem Wright-Zweidecker, stürzte aber gleich nach dem Start aus einer Höhe von 20 m ab, wobei der Apparat zertrümmert wurde und Thiedemann einen doppelten Beinbruch erlitt.

Am zweiten Tage stieg Thelen als erster mit Herrn von Gorrissen als Passagier auf und erreichte nach einer Flugzeit von 32 Minuten Mainz. Er mußte aber bald hinter

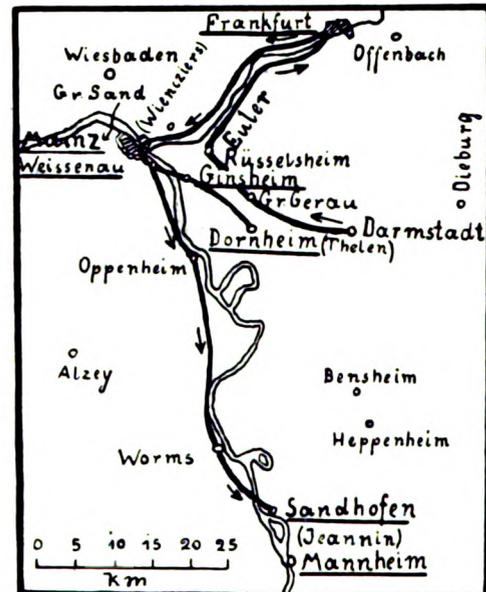
Mainz in Weissenau infolge eines Motordefektes landen. Die Landung erfolgte glatt im Gleitfluge. Nach Auswechslung des Motors flog Thelen mittags nach Mannheim weiter, mußte aber bei Gernsheim am Rhein wieder landen.

Wiencziers startete am gleichen Tage und flog bald nach dem Start in 300 m Höhe, erreichte im glatten Fluge Mainz, brach aber bei der Zwischenlandung ein Laufrad.

Jeannin verließ Frankfurt abends 6 Uhr 30 Min. und flog in glattem Fluge bis Mainz, wo er 7 Uhr 4 Min. landete und nach 1/4 Stunde seinen Flug fortsetzte. 8 Uhr 35 Min. erreichte er bereits Worms, konnte sich aber dann im Nebel und der Abenddämmerung nicht mehr orientieren und landete um 9 Uhr kurz vor dem Ziele in Sandhofen.

Nach der Ausschreibung sollte der Überlandflug bis 8 Uhr abends vollendet sein. Nachdem aber Jeannin telephonisch mitgeteilt wurde, sein Flug würde trotzdem bewertet werden, wenn er den Überlandflug beendete, startete er am folgenden Tage noch einmal und erreichte nach einigen Minuten das Ziel, den Flugplatz in Mannheim.

Der interessanteste Tag war der 21. August. Als erster startete Lochner mit seinem Euler-Zweidecker um 5 Uhr 8 Min. 10 Minuten später erhob sich Lindpaintner, kehrte aber schon nach kurzer Zeit zurück, da sein Motor



Karte zum Überlandflug Frankfurt—Mainz—Mannheim.

nicht regelmäßig arbeitete. Um 6 Uhr startete Jeannin. Inzwischen war um 5 Uhr 48 Minuten Lochner schon in Mainz eingetroffen, wo er auf dem »Großen Sand« landete und um 6 Uhr 25 Minuten zum Flug nach Mannheim wieder startete. Um 6 Uhr 30 Min. erreichte ihn Jeannin, der ohne Zwischenlandung in Mainz weiterflog und sich stets in großer Höhe von über 200 m hielt. Von Mainz an hatten die Flieger Gegenwind; trotzdem erreichte Jeannin schon um 7 Uhr 45 Min. das Exerzierfeld von Mannheim, das Ziel des Überlandfluges. Seine Flugdauer betrug also nur 1 Std. 45 Min. 41 Sek.

Lochner konnte seinen Flug nicht glatt durchführen, vielmehr mußte er wegen des böigen Windes bei Geinsheim landen. Die Landung erfolgte im Walde, doch erlitt der Flugapparat nur geringe Beschädigungen, die der Pilot mit Hilfe einiger herbeigerufener Bauern selbst beseitigen konnte. Bald nachdem die Flugmaschine auf einen freien Platz geschoben war, konnte Lochner wieder starten und erreichte um 9 Uhr 27 Min. das Ziel bei Mannheim. Inklusive des Aufenthalts erreichte seine Flugzeit 3 Std. 41 Min.

Lindpaintner startete am 21. August noch einmal um 1 Uhr 50 Min. mittags und erreichte glatt den Großen Sand bei Mainz nach einer Flugzeit von 36 Min. Bei dem böigen Gegenwind eine ausgezeichnete Leistung. Die erlaubte Dauer von 1 Stunde für die Zwischenlandung mußte er wegen

starken Regens überschreiten. Er erhob sich noch einmal, mußte aber bald infolge eines Gewitters landen. Erst nach 7 Uhr abends konnte er wieder aufsteigen und erreichte 7 Uhr 47 Min. das Ziel in Mannheim.

Den ersten Preis hat Jeannin erworben, der ihm jedoch von Lochner, welcher Protest gegen Jeannin einlegte, abgestritten wird, weil Jeannin in Mainz nicht richtig gerundet haben soll. Es dürfte jedoch bei der Preisfestsetzung bleiben, so daß Lochner den zweiten Preis, Lindpaintner den dritten Preis erhalten wird.

Aeroplanflug Paris—London.

Mit der Absicht, von Paris aus ohne Zwischenlandung London zu erreichen, stieg der bekannte Aviatiker Latham am Dienstag, den 16. ds. Mts., morgens 5 Uhr, mit seinem Antoinette in der Nähe von Paris auf. Schon um 8 Uhr mußte er wegen Benzinmangels eine Zwischenlandung vornehmen. Er setzte sodann die Fahrt fort und erreichte Amiens. Er umkreiste dreimal das Aerodrom, stieß aber dabei so heftig gegen einen Baum, daß sein Apparat vollständig zerbrach. Am gleichen Tage war ein junger Spanier namens Moisant ebenfalls von Paris aufgestiegen mit der Absicht, in Etappen nach London zu fliegen. Er landete abends in Amiens und flog Mittwoch früh mit seinem Mechaniker als Passagier auf seiner Blériotmaschine wieder ab. Um 1/8 Uhr traf er in Calais ein, um 10 Uhr 45 Min. flog er über den Kanal nach Dover ab, wo er um 11 Uhr 47 Min. landete. Er setzte die Fahrt nach London trotz unstillen Wetters fort, mußte aber bald in Tillhanstone, 7 Meilen von Dover entfernt, wieder landen, da es ihm wegen der Kälte unmöglich war, seinen Apparat weiter zu lenken. Er stieg am Donnerstag früh zur Fortsetzung seiner Fahrt auf, mußte aber bald wieder wegen eines leichten Schadens an dem Motor landen. Beim Niedersteigen brach ein Propeller, so daß die Weiterfahrt aufgegeben werden mußte.

Patentschau.¹⁾

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen.

Klasse 77 h.

Einspruch bis 3. Oktober 1910.

S. 30368. Verankerung für Luftfahrzeuge. Franz Santner, München, Niggerstr. 16. 8. 12. 09.

Einspruch bis 7. Oktober 1910.

D. 22273. Luftschiff. August Dziuk, Berlin, Speyerer Str. 8, und Max Polack, Waltershausen i. Thür. 13. 10. 09.

L. 29589. Vorrichtung zur Regelung des Auftriebes von Luftschiffen. Ulrich Lübbert, Sonderburg. 9. 7. 09.

Einspruch bis 14. Oktober 1910.

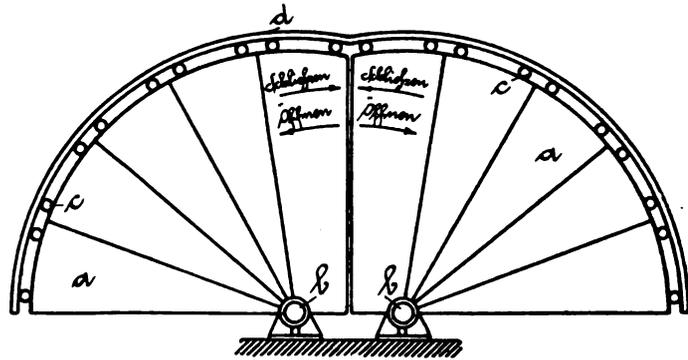
S. 26912. Flügel für Flugmaschinen mit Querrippen aus mehreren übereinander liegenden Stahldrähten. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H. 26. 6. 8.

Patent-Erteilungen.

221549. Dr. Schilling, Kolonie Grunewald. Verfahren zur Erhöhung des Auftriebes von Luftballons. — Das Traggas wird in geeigneter Weise über erhitzte Flächen des Antriebsmotors geleitet und wieder dem Ballon zugeführt, wobei neben Auftriebsvergrößerung eine Kühlung des Motors erzielt wird. Bei Tragkörpern mit Doppelhüllen soll auf die gleiche Weise die Luft- oder Gasschicht des Zwischenraumes erwärmt bzw. zur Motorkühlung benutzt werden. Auf die Prallwirkungen der sich ausdehnenden Gase wird hingewiesen.

222084. Albert Wetzel und Wilhelm Binder, Stuttgart. Verfahren zum Ankern von Luftschiffen. — Evakuierte Räume werden als Ankervorrichtungen vorgeschlagen. Zu diesem Zweck sollen elastische Ringe am Boden der Gondel angebracht sein, die auf der Erde direkt oder auf einer Plattform so aufsitzen, daß sie luftdicht abschließen, um den Hohlraum evakuieren zu können. Auch herablaßbare Glocken sind für denselben Zweck vorgesehen, die dann durch längere Schläuche mit den in der Gondel aufgestellten Luftpumpen in Verbindung stehen; sie sollen zugleich Landungszwecken dienen.

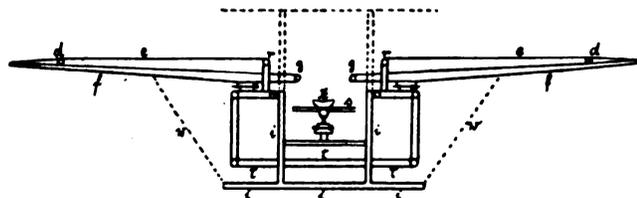
222069. 37 f. Fa. Aug. Klönne, Dortmund. Verschluss für Hallen, insbesondere Luftschiffhallen. — Die für die Bewegung großer Hallentore erforderlichen Kräfte zur Beschleunigung ihrer beträchtlichen Massen und Überwindung der durch Winddruck erzeugten Reibungswiderstände sollen dadurch reduziert werden, daß der Verschluss nach Art eines Fächers in mehrere flache Sektoren *a*



Zu Nr. 222 069.

zerlegt wird, die am Boden der Halle um eine oder zwei Achsen *b* gelagert und am Umfang durch Rollen oder Gleitschuhe *c* an Schienen *d* geführt werden. Für das Öffnen des Tores wird das Gewicht der einzelnen Glieder ausgenutzt; diese selbst kommen hintereinander zu liegen und machen besondere Seitenausbauten oder Versenkungsgruben überflüssig. Beim Schließen wird jedes Glied allein bewegt, und zwar entweder durch Zugmittel (eventl. von Hand) oder durch Drehung der Achse *b*.

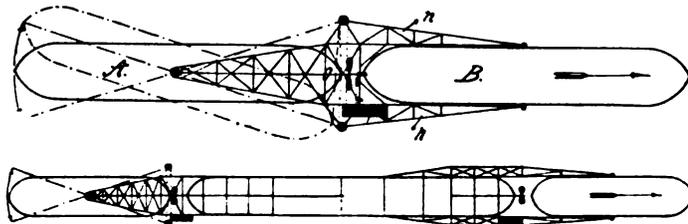
222137. Dr. Ulrich von Reden. Flügelflieger mit um die Längsachse drehbaren Flügeln, Zus. z. Pat. 222136. — Der im Hauptpatent beschriebene Flügelflieger ist insofern weiter ausgebaut, als Trittvorrichtung und Federn vereinigt sind und so eine leichtere Bauart herbeigeführt werden kann. Die Federn *w*, die der



Zu Nr. 222 137.

Erfinder aus starken Gummibändern herstellen will, sind zwischen den beiden um die Achsen *x* drehbaren Stangen *r* angeordnet; letztere stehen ihrerseits mit den verwindbaren Schlagflügeln *f* durch Stangen oder Seile *o* in Verbindung. Der untere Teil des Gestells *i* ist als Anschlag ausgebildet. Der Antrieb der Flügel erfolgt durch Treten auf die Gummibänder.

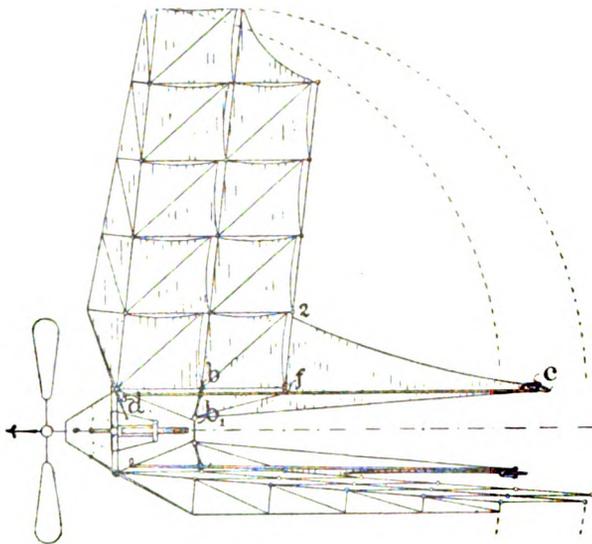
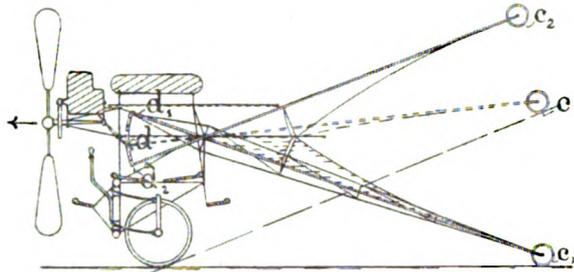
222177. Wilhelm Zollenkopf, Düsseldorf. Luftschiff mit verstellbaren Teilen. — Luftschiffe mit schwenkbaren Ballonteilen werden gemäß der Erfindung dadurch verbessert, daß die die Funktionen großer Steuerungsorgane ausübenden Ballonteile in ihrer Mitte gelagert sind, um in jeder Ballonstellung die gleiche Schwerpunktlage zu erreichen. In der einen Fig. (zweiteilige Aus-



Zu Nr. 222 177.

führungsform) ist der Ballon *A* in vertikaler, *B* in horizontaler Ebene schwenkbar in einem Gerüst *N* gelagert, das gleichzeitig als Gondel ausgebildet ist und dessen Ausleger gute Stabilisatoren abgeben. Die Verstellung der Ballons erfolgt durch Seilzüge. In einer anderen Fig. ist der Gedanke an einem dreiteiligen Gaskörper veranschaulicht; hierbei ist das Gerüst auseinandergezogen und an den Enden des mittleren Ballons befestigt. Die Gondeln sind zwischen Mittel- und Endballons untergebracht.

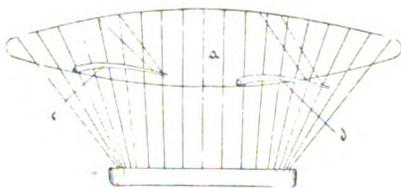
222 493. Steuervorrichtung für Drachenflieger. Joseph Hofmann, Genf. — Der Gegenstand der Erfindung des bekannten Regierungsrats a. D. bezieht sich auf seine Flugmaschine mit faltbaren Tragflächen und betrifft die weitere Ausbildung von Hebeln, die, mit Rollen od. dgl. versehen, beim Anfahren die Flugmaschine stützen. Diese Hebel *d, b, f, c* dienen nach der Erfindung zugleich auch dem Fluge, indem sie zwischen sich (Fläche *bb₁ c*) oder zwischen jedem Hebel und der benachbarten Tragfläche (Fläche *ab f c*) oder



Zu Nr. 222 493.

auf beide Arten zugleich Segelflächen aufnehmen, die durch Steuerhebel bewegt, die Steuerung bewirken. Bei der Verstellung des Hebels *dbfc* aus der Tragflächenebene heraus um *bb₁* würde in der zeichnerisch dargestellten Anordnung jedes Steuer sich aus dem oben bleibenden Teil *bb₁ c* und dem windschief werdenden Teil *abfb* zusammensetzen. Der Aufriß zeigt den Flugapparat in Anlaufstellung mit gesenktem Stützhebel. Während des Anlaufs hebt sich die Rolle *c₁*; sobald die nötige Abfluggeschwindigkeit vorhanden ist, legt der Führer den Hebel in die punktierte Stellung *dc*, wodurch der Apparat nach hinten überkippt und Höhe nimmt. Die Lage *d₂ c₂* ist die unmittelbar vor der Landung.

223 135. Treibflächen an Luftschiffen und Flugmaschinen. V. Wiśniewsky, Berlin. — Die als Antriebsvorrichtungen wirkenden Treibflächen *a* sind jalousieartig aus Einzelflächen zusammengesetzt, die, in der einen Richtung, bewegt durch

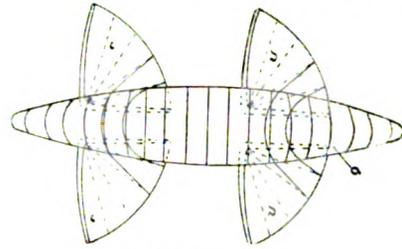


Zu Nr. 223 135.

ihren Luftwiderstand Vortrieb (bzw. Auftrieb) erzeugen, in der anderen Richtung bewegt aber frei ausschlagen können. Patentierte ist die Ausbildung eines verstellbaren Doppelschlags, dessen Einstellung je nach der zu erzielenden Wirkung (Vortrieb, Auftrieb oder beides kombiniert) zu erfolgen hat.

222 868. Schraubenflieger. Emil Neßen, Berlin. — Projekt eines Schraubenfliegers mit 19 Schrauben der verschiedensten Abmessungen. Eine Fallschirmvorrichtung aus zusammenlegbaren Segeln und eine gewisse Befestigungsart der Schraubenflügel ist unter Schutz gestellt.

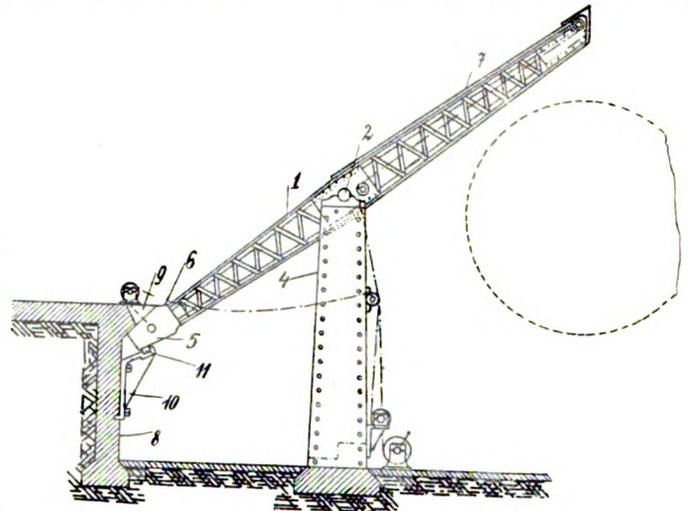
223 252. Vorrichtung zum Fliegen. Eduard Breslau, Leipzig. — Die Erfindung, die Anfang 1906 angemeldet wurde, sodafs sich das Prüfungsverfahren über 4 1/4 Jahre hingezogen hat, betrifft ein Luftschiff mit als Trieb dienenden Flügeln und stützt sich unter Berufung auf Lilienthal auf die vermeintliche Erfahrung, daß bei Flügeln, die nach Art der Vogelflügel spitz auslaufen und deren Wölbung in der Längs- und Querrichtung gegen die Spitzen allmählich abnimmt, durch einen darunter hinwegstreichenden, schräg aufwärts



Zu Nr. 223 252.

gerichteten Luftstrom eine Vertriebskomponente entsteht, die dem Luftschiff (ohne Eigenantrieb!) eine Bewegung gegen den Wind erteilen soll. Es handelt sich also um das vielumstrittene Problem des Schwebefluges. Gegenstand der Erfindung ist ein Ballon *a*, der fest mit sich verbundene, gegen seinen Körper zusammenlegbare und gegen die Windrichtung wagerecht oder geneigt einstellbare, gewölbte Flügel *c* und *d* besitzt, die nach Art der Vogelflügel, wie weiter oben erwähnt, ausgebildet sind.

221 673. 37 f. Nikolaus Rueben, Aachen. Luftschiffhalle mit zeitweise entfernbarcm Dach nach Pat. 214 397, wobei die Dachbinder um die feste Traufkante aufklappbar sind, Zus. z. Pat. 214 397. — Nach dem Hauptpatent wird das Dach der Halle dadurch entfernt (zum Ein- und Ausbringen von Luftschiffen), daß die Eindeckung in einzelnen Längen von dem im First geteilten Dachtragwerk abgeschoben und jede Binderhälfte entweder um die feste Traufkante aufgeklappt oder um eine senkrechte Achse in die Ebene der Längswände geschwenkt wird. Die biegsamen Eindeckungen gleiten hierbei auf der Außenseite der Hallenwände nieder. Die



Zu Nr. 221 673.

weitere Ausbildung des Hauptpatentes nach vorliegender Erfindung besteht darin, daß die aufklappbaren Dachbinder *1* nicht am Drehpunkt *2* der Wandstützen *4* endigen, sondern darüber hinaus verlängert sind und in einen als Gegengewicht ausgebildeten Kopf *5* auslaufen. Nun braucht die Eindeckung *7* nicht biegsam zu sein und an der Hallenwand herabzugleiten, sondern sie wird zur Hallenöffnung auf den äußeren Schenkel des Dachbinders bis zum Anschlag *6* geschoben und erleichtert so das Aufklappen des Dachtragwerks. Im geschlossenen Zustande legt sich der Binder an eine Auskrantung *9* des seitlichen Mauerwerks *8* an und wird an einer Konsole *10* mittels Riegels *11* gesichert.

Berichtigung.

Durch ein Versehen bei der Klischeeerstellung ist die Fig. 13 in Mitteilung 4 (Heft 13, Seite 161) (Lage der Resultierenden bei Modell I) fehlerhaft geworden. Zur Berichtigung des Fehlers muß die Schar der Richtungslinien für die resultierende Kraft gegenüber der gezeichneten Stellung längs der Achse um 5,3 mm von dem Modell wegverschoben werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUR	DR.-ING. F. BENDEMANN	DR. S. FINSTERWALDER	DR.-ING. V. PARSEVAL
	PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN		
DR. FRITZ HUTH	E. JOSSE	DR. N. JOUKOWSKY	DR.-ING. H. REISSNER
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER FLUGTECHNIKER	PROFESSOR AN DER TECHN. HOCH- SCHULE CHARLOTTENBURG	PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

10. September 1910.

Heft 17.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlins“.

INHALT:

Geometrische Grundlagen der Seitennavigation für Luftfahrzeuge. Von Frhr. v. Bassus und Prof. Rudel. S. 217.
Automatische Gleichgewichtsregelung des Drachenfliegers System „Wright“. Von Gerhard Wichmann. S. 221.
Neue Flugapparate. Von Ansbert Vorreiter. S. 223.

Der Circuit de l'Est vom 7.—17. August 1910 und seine Lehren. Von Kapitän zur See a. D. v. Postau. S. 225.
Der Flug über die Alpen. S. 230.
Sportliche Nachrichten. S. 230. — Kleine Mitteilungen. S. 230.
Bücher-Besprechungen. S. 231.
Patentschau (zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster). S. 231.

Geometrische Grundlagen der Seitennavigation für Luftfahrzeuge.

Von Frhr. v. Bassus und Prof. Rudel.

Unter Luftschiff (*L.S.*) soll hier jedes Luftfahrzeug, auch Flugmaschinen inbegriffen sein.

Bei der Seitennavigation der Luftschiffe handelt es sich nur um die Führung in Horizontalebene. Die Vorgänge der folgenden Betrachtungen gehören derselben horizontalen Ebene an.

Die Seitennavigation lehrt, das Luftschiff auf vorausbestimmtem Wege, sei dies der kürzeste oder ein sonstwie bedingter Weg, nach einem gegebenen Ziele zu führen.

Das Navigieren setzt sich damit in bewußten Gegensatz zu einem mehr oder minder dem Spiel der Winde anheim gegebenen Spazierenfahren.

Für die folgenden Betrachtungen seien krummlinige Schiffswege zunächst ausgeschlossen. Das Luftschiff soll bei seiner Fahrt eine gerade oder eine gebrochene Linie, d. h. eine aus Strecken als Stücken von Geraden zusammengesetzte Linie derselben Horizontalebene beschreiben. Die Stellung des Hecksteuers ist also genau mittschiffs vorausgesetzt. Der Weg von *A* über *M* nach *B* wird deshalb nicht durch eine Kurve, sondern durch einen Winkel, der Weg von *A* über *M* und *N* nach *B* nicht durch eine Schlangenlinie, sondern durch eine Zickzacklinie dargestellt. (Fig. 1.)

Der Horizontalweg des Luftschiffes ist das Ergebnis zweier Wege, desjenigen, den das Luftschiff durch Antrieb seiner Maschinen zurücklegt, und jenes anderen, zu dem es der Wind zwingt. Motoren und Schrauben bewirken ein Verschieben des Luftschiffes gegenüber der umgebenden Luft, sei diese in Ruhe oder selbst auch in Bewegung. Diese Eigenbewegung des Schiffes voll-

zieht sich in ganz gleicher Weise gegenüber ruhiger wie bewegter Luft. Das Schiff verschiebt sich bei gleicher Motorenleistung in gleichen Zeiten um dieselben Weglängen in bezug auf die umgebende Luft bei Windstille wie bei Wind. Allerdings wird hierbei abgesehen von Luftwirbeln, die den Wind begleiten und spürbar werden. Die Bezugnahme erstreckt sich im folgenden nur auf parallel gerichtete Luftströmungen.

Die auf der Erdoberfläche lagernden Luftmassen erfahren infolge von Wärme- und Druckunterschieden horizontale und vertikale Verschiebungen. Die erstere,

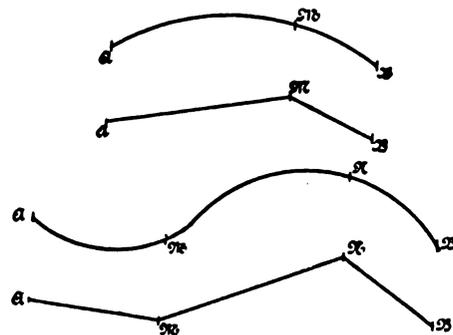


Fig. 1.

weitaus kräftigere Bewegung soll als Wind von den schwächeren auf- und absteigenden Luftströmen unterschieden werden. Die Bewegung schräg abrutschender Luftmassen, der Fallwinde wie Föhn, setzen sich dann gleich dem Luftschiffweg aus zwei Wegen zusammen, aus dem horizontalen des Windes und dem vertikalen des Luftstromes.

Die Verschiebung des Luftschiffes innerhalb seiner umgebenden bewegten oder ruhigen Luftschicht wird

merkbar durch scheinbares Vorbeieilen der Luftteilchen am Schiffe; diese Art Luftbewegung soll Luftzug genannt werden. Luftzug kann somit nur von der Spitze des Schiffes aus in der Längsrichtung desselben auftreten (Stirnwind) und kann nur die Geschwindigkeit des *LS* an sich besitzen.

Wenn auch der Weg des *LS* in der Luft verläuft, so liegen doch mindestens Anfang und Ende des Wegs auf der Erdoberfläche. Diese beiden Orte seien mit *A* und *B* bezeichnet. Die Strecke *AB* ist Grundriß des kürzesten *LS*-Wegs. Der Einfachheit halber nennt man *AB* selbst den Fahrtweg und bezeichnet ihn mit *FW*. Es ist der vom *LS* in bezug auf die Erde zurückgelegte Weg. Gemessen wird *FW* in Kilometern (km). Er wird der Karte entnommen mittels Kilometerzirkel oder Maßstab. Die Kilometerzahl von *FW* werde mit *w* bezeichnet. Bei Windstille ist *FW* identisch mit dem Weg, den das *LS* kraft seiner Maschinen zurücklegt.

Die Fahrtrichtung (*FR*) ist die Richtung der Geraden *AB*, des *FW*. Sie wird bestimmt durch den Winkel des *FW* mit dem Meridian, der Südrichtung, und zwar im Gradmaß. Aus der Karte wird dieser Winkel mittels Winkeltransporteurs herausgemessen. Anfangsschenkel des Winkels ist die Richtung Süd-Nord, Endschenkel die Richtung *AB*; die Drehung des Anfangsschenkels ist im Sinne des Uhrzeigers gedacht, die Winkel liegen demnach zwischen 0° und 360° .

Die Zurücklegung des *FW* bedingt eine bestimmte Fahrzeit (*FZ*). Sie wird in Stunden gemessen und die von der Uhr abgelesene Stundenzahl mit *t* bezeichnet. Die überhaupt mögliche *FZ* hängt bei normalen Fahrtverhältnissen lediglich vom Betriebsmittelvorrat und dem Verbrauch in der Stunde ab. Daher ist das Fahrzeitmaximum der Quotient aus Vorrat durch Stundenverbrauch.

Der *FW* in der Stunde oder die Fahrtgeschwindigkeit (*FG*) wird gefunden als Quotient aus *FW* durch *FZ*. Die Zahl der erhaltenen Stundenkilometer wird mit *v* bezeichnet. Es ist sonach $v = \frac{w}{t}$ und dem-

nach auch $w = vt$, $t = \frac{w}{v}$. Soll *v* in Sekundenmetern angegeben werden, so ist die Zahl der Stundenkilometer mit 3,6 zu dividieren. Sekundenmeter mit 3,6 multipliziert ergeben Stundenkilometer.

FW, *FR*, *FZ* und *FG* gelten bei Windstille gleichzeitig sowohl für die Bewegung, die das *LS* an sich vollführt, als auch für seine Bewegung in bezug auf die Erdoberfläche. Anders gestaltet sich die Sache bei Wind. Dann sind die drei Bewegungen zu unterscheiden, nämlich die Eigenbewegung des *LS* (seine eigene Leistung), dann die Bewegung desselben zufolge des Windes allein und endlich die Bewegung in bezug auf die Erde, als das Ergebnis der beiden vorigen Bewegungen zusammen. Bei Windstille fällt die mittlere der drei Bewegungen aus, die obigen vier Begriffe decken sich mit jenen für die Eigenbewegung.

FZ ist für die drei Bewegungen gemeinsam, sie beginnen und endigen gleichzeitig.

Der Eigenweg (*EW*) des *LS* ist die Strecke, die es in bezug auf die umgebende Luft zurücklegte; er wird in km gemessen und durch w_e bezeichnet. Seine Größe wird durch Rechnung ($EG \cdot FZ$) oder graphisch ermittelt. Führt das *LS* ein Registrieranemometer an Bord, so ist w_e aus den Aufzeichnungen desselben ebenfalls erhältlich.

Die Eigenrichtung (*ER*) des *LS* ist durch die Längsachse desselben gegeben; sie wird durch den Winkel dieser Längsachse mit dem Meridian bestimmt und in Graden gemessen. Die Ausführung der Messung

unterscheidet sich von jener bei der Bestimmung der *FR* nur dadurch, daß an die Stelle von *AB* die Längsachse des *LS* tritt. Auf der Windrose am Navigationskompaß zeigt der Steuerstrich des Gehäuses den zu messenden Winkel an, er ist durch die Kompaßabweichungen zu berichtigen. *FR* wird an der Peilvorrichtung abgelesen.

Die Eigengeschwindigkeit (*EG*) des *LS* ist sein *EW* in einer Stunde. Die Zahl der km in einer Stunde, die das *LS* in bezug auf die umgebende Luft zurücklegt, wird mit v_e bezeichnet. Es ist $v_e = \frac{w_e}{t}$. Da *EG* eines bestimmten *LS* eine konstante, vom Winde unabhängige Größe ist, so wird man v_e aus w und t durch eine Reihe von Fahrten bei Windstille als Mittelzahl bestimmen, und zwar getrennt für die verschiedenen Fälle, daß nur ein Motor oder daß mehrere Motoren oder daß alle arbeiten.

Wie nach vollendeten Fahrten bei Wind das mittlere v_e zu errechnen ist, soll später gezeigt werden. Während der Fahrt ist v_e mittels einfachen Anemometers und Uhr jederzeit bestimmbar. Am Anemometer wird w_e abgelesen, an der Uhr die während w_e verflossene Zeit t (die Ablesungen werden gesichert durch Stoppen des ersteren oder der letzteren), woraus $v_e = \frac{w_e}{t}$ zunächst in Sekundenmetern und hieraus in Stundenkilometern sich ergibt.

Ist *FZ* und *EG* bekannt, so kann daraus $w_e = v_e t$ berechnet werden.

Durch den herrschenden Wind wird das *LS* aus seinem *EW* abgetrieben; die Folge der Windbewegung allein ist die Abtrift oder die Lufttrift (*LT*). Auch die *LT* ist nach Weg, Richtung und Geschwindigkeit zu bestimmen. Der Weg, den das *LS* infolge der *LT* allein zurücklegt, der Luftweg (*LW*) ist aus Fahrzeit und Windgeschwindigkeit (*LG*) berechenbar. Es ist $w_l = v_l t$. *LG* wird bei den meteorologischen Hauptstationen durch die Robertsonschen Schalenkreuzanemometer fortlaufend für die unteren Luftschichten gemessen, bei Drachenstationen wird sie auch für höhere Luftschichten bestimmt. Wie die mittlere *LG* aus den Zahlenergebnissen längerer Fahrten errechnet wird, soll ebenfalls später gezeigt werden. Die Richtung (*LR*) der *LT* wird aus der herrschenden Windrichtung entnommen. Da letztere gemeinhin nach der Himmelsrichtung angegeben wird, aus welcher der Wind kommt, so muß der Winkel der ersteren zum Meridian, eben die *LR* hieraus abgeleitet werden. Folgende Gegenüberstellung ermöglicht die Umformung.

N	NNE	NE	ENE	E	ESE	SE	SSE	S	SSW	SW
0°	$22,5^{\circ}$	45°	$67,5^{\circ}$	90°	$112,5^{\circ}$	135°	$157,5^{\circ}$	180°	$202,5^{\circ}$	225°
					WSW	W	WNW	NW	NNW	
					$247,5^{\circ}$	270°	$292,5^{\circ}$	315°	$337,5^{\circ}$	

Die *LG* muß oft aus den bei den meteorologischen Stationen geschätzten Windstärken entnommen und in Sekundenmeter oder Stundenkilometer umgewandelt werden. Hierzu dient folgende Windstärketafel, wie sie beispielsweise bei der Marine im Gebrauch ist.

Weiterhin sind noch zwei Winkel von Bedeutung für die Navigation des *LS*, die Winkel zwischen *LR* und *FR*, zwischen *ER* und *FR*. Da die drei bezeichneten Richtungen durch Winkel oben festgelegt wurden, so sind die zwei neuen Winkel aus jenen drei Winkeln bestimmt. Der erstere Winkel hat als Anfangsschenkel die *FR* von *A* nach *B*, als Endschenkel die Richtung der *LT* von *A* aus. Liegt dieser Winkel α in bezug auf den Schenkel *AB* (in der *FR* gesehen) nach links, so vollzieht sich die *LT* nach Backbord, liegt er

Windstärke	Benennung	Sekundenmeter	Stundenkilometer (rund)	Wirkungen
1	Leichter Luftzug	2	7	Bewegt Laub.
2	Schwacher Wind	4	15	Bewegt Zweige, leichte Wimpel.
3	Leichter Wind	5 1/2	20	Bewegt schwache Äste, streckt Wimpel.
4	Mäßiger Wind	7	25	Bewegt stärkere Äste, wirbelt Staubwolken auf.
5	Frischer Wind	8 1/2	30	Baumkronen rauschen, wird fürs Gefühl unangenehm.
6	Steifer Wind	10	35	Biegt Pappeln, ist an Kanten hörbar.
7	Starker Wind	11 1/2	40	Bewegt Bäume, reißt Blätter ab, wirft Wellen auf.
8	Stürmisch. Wind	13 1/2	50	Bricht Zweige, hindert merklich beim Gehen, verschiebt leichtere Körper.
9	Voller Sturm	16	60	Bricht dünne Äste, hebt Dachziegel aus, macht Gehen schwer.
10	Starker Sturm	19	70	Bricht starke Äste, entwirzelt und bricht Bäume, schädigt Schornsteine.
11	Schwerer Sturm	25	90	Verursacht Waldbrüche, deckt Häuser ab, zerstört Bauten.
12	Orkan	30	110	Verheert und verwüstet Landstriche.

rechts, nach Steuerbord. Winkel α bleibt sonach spitz oder stumpf, wird nie größer als 180° und ist zu bezeichnen: X -Grad nach Backbord oder: X -Grad nach Steuerbord.

Der Winkel zwischen ER und FR , Kreuzungswinkel genannt, hat gleichfalls als Anfangsschenkel die FR oder die Richtung von A nach B , als Endschenkel die ER oder die Längsachse des LS in der Richtung nach vorn. Liegt die Spitze des LS links von der FR ,

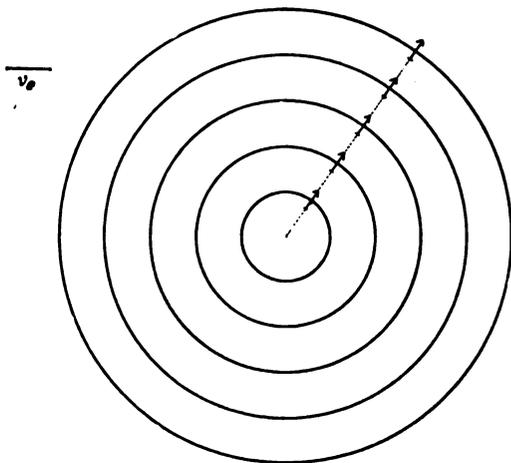


Fig. 2.

so ist der Kreuzungswinkel β nach Backbord, liegt sie rechts, nach Steuerbord. Auch Winkel β kann somit nie größer als 180° werden. Wie später sich ergibt, müssen stumpfe Winkel β stets verworfen werden, so daß bei richtiger Navigation β nie größer als 90° sein kann.

Im Falle der Windstille gibt es keine LT , keine LR , keinen Winkel α , während ER und FR zusammen fallen, also $\beta = 0^\circ$ ist.

Ort der Zielpunkte für einfache Fahrt.

Ein LS fahre bei Windstille mit unveränderlicher ER (also geradeaus) und unveränderlicher EG von einem

Punkte A aus. Nach einer bestimmten $FZ = t$ ist es um $w_t = v_t t$ von A entfernt, befindet sich also an irgendeinem Punkte des Kreises, dessen Halbmesser w_t ist. Dieser Kreis wird Zielpunktsort für die Zeit t . Ge-

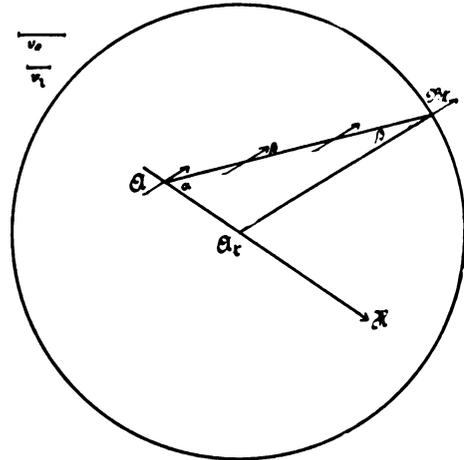


Fig. 3.

mäß den Eigenschaften des Kreises schneidet die ER des LS , die ja stets ein Halbmesser ist, die Kreislinie senkrecht.

Werden die Kreise gezeichnet, die als Zielpunktsorte für 1, 2, 3, 4 . . . Stunden als FZ sich ergeben, so entsteht eine Kreisschar mit dem gemeinsamen Mittelpunkt A . Die Abschnitte auf irgendeinem Halbmesser zwischen aufeinanderfolgenden Kreisen sind von gleicher Länge und stellen die FZ in je einer Stunde dar (Fig. 2).

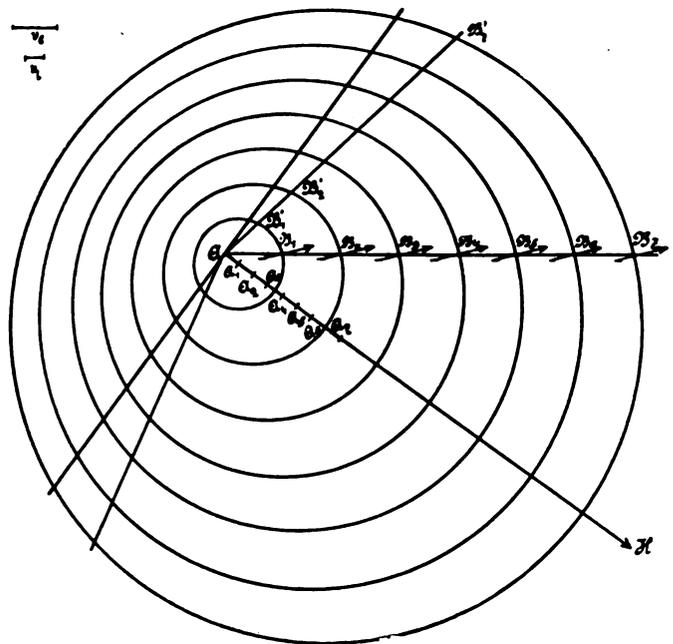


Fig. 4.

Nunmehr erfolge die Fahrt bei Wind von stets gleichbleibender Richtung und Stärke, sonst aber unter gleichen Umständen wie oben angegeben. Die LT habe die $LG: v_t$, die $LR: AH$. Zuzufolge der LT allein gelangt das LS in t Stunden nach A_t , in der Geraden AB , wobei $AA_t = v_t t$ ist. Da es sich gleichzeitig zuzufolge seiner Maschinen vom sich verschiebenden Mittelpunkt A in radialer Richtung wegbewegt, so befindet es sich nach t Stunden an irgendeinem Punkte B_t jenes Kreises, dessen Mittelpunkt A_t und dessen Halbmesser $w_t = v_t t$

ist (Fig. 3). Zeichnet man wieder diese Kreise als Zielpunktsorte nach 1, 2, 3, ... Stunden, so entsteht die in der beifolgenden Fig. 4 dargestellte Kreisschar.

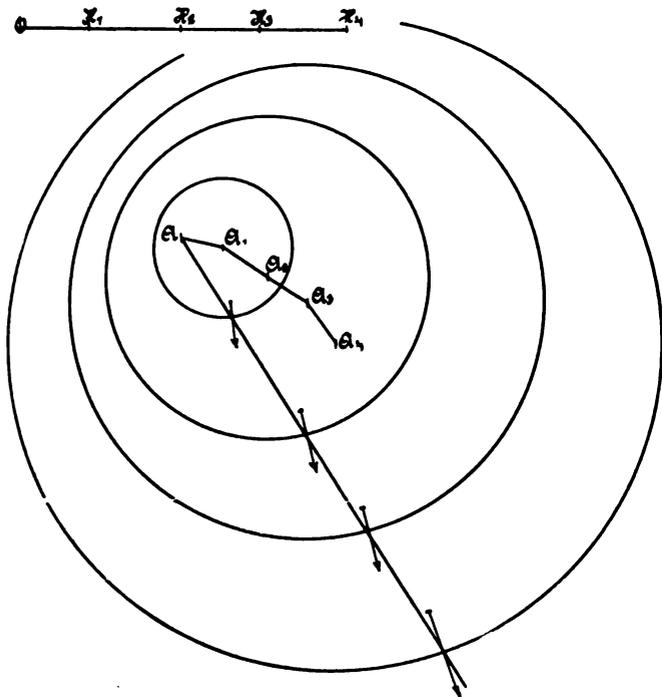


Fig. 5.

Wechselt während der Fahrt *LR* und *LG*, also die Richtung und Stärke des Windes, so wird die Kreisschar der Zielpunktsorte unregelmäßig. Die Halbmesser der Zielortkreise nach 1, 2, 3, ... Stunden sind durch *EG* bestimmt und sollen ebenfalls verschiedenen Geschwindigkeiten entsprechen; sie werden hierdurch die Längen

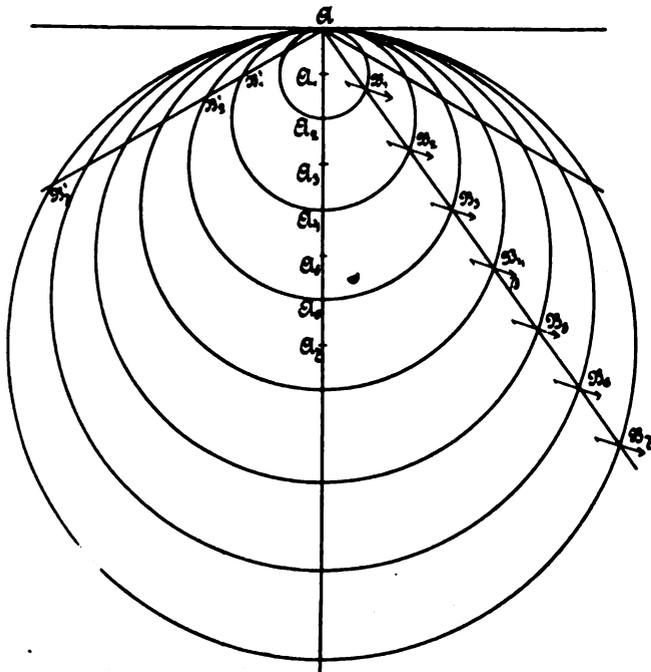


Fig. 6.

OH_1, OH_2, OH_3, \dots gegeben. *LR* wechsele nach einer Stunde und nach drei Stunden. AA_1 sei Richtung und Größe in der ersten Stunde, $A_1A_2A_3$ Richtung in der

zweiten und dritten Stunde, A_1A_2 Größe in der zweiten, A_2A_3 Größe in der dritten Stunde, A_3A_4 Richtung und Größe in der vierten Stunde.

Der erste Kreis hat als Mittelpunkt A_1 , als Halbmesser OH_1 , der zweite A_2 und OH_2 , der dritte A_3 und OH_3 , der vierte A_4 und OH_4 . Die *ER* des *LS* steht zu dem Kreise, in dessen Umfang sich *LS* befindet, wie immer senkrecht (Fig. 5).

Ist *EG* und *LG* gleichgroß, so befindet sich das *LS* nach einer Stunde im Kreisumfang mit A_1 als Mittelpunkt, nach zwei Stunden im zweiten Kreise um A_2 , nach drei Stunden im dritten Kreise um A_3 . Sämtliche Kreise dieser Kreisschar berühren sich in *A* (Fig. 6).

Ist endlich *LG* größer als *EG*, so berühren die Kreise der diesmaligen Kreisschar die Schenkel eines Winkels mit dem Ausgangspunkt *A* als Scheitel. Die einzelnen Kreise dieser Kreisschar werden ebenso gezeichnet wie in den vorangehenden Fällen (Fig. 7). Der Winkel φ , dessen Schenkel die sämtlichen Kreise berühren, ist bestimmt durch

$$\sin \frac{1}{2} \varphi = \frac{w_e}{w_l} = \frac{v_e t}{v_l t} = \frac{v_e}{v_l}$$

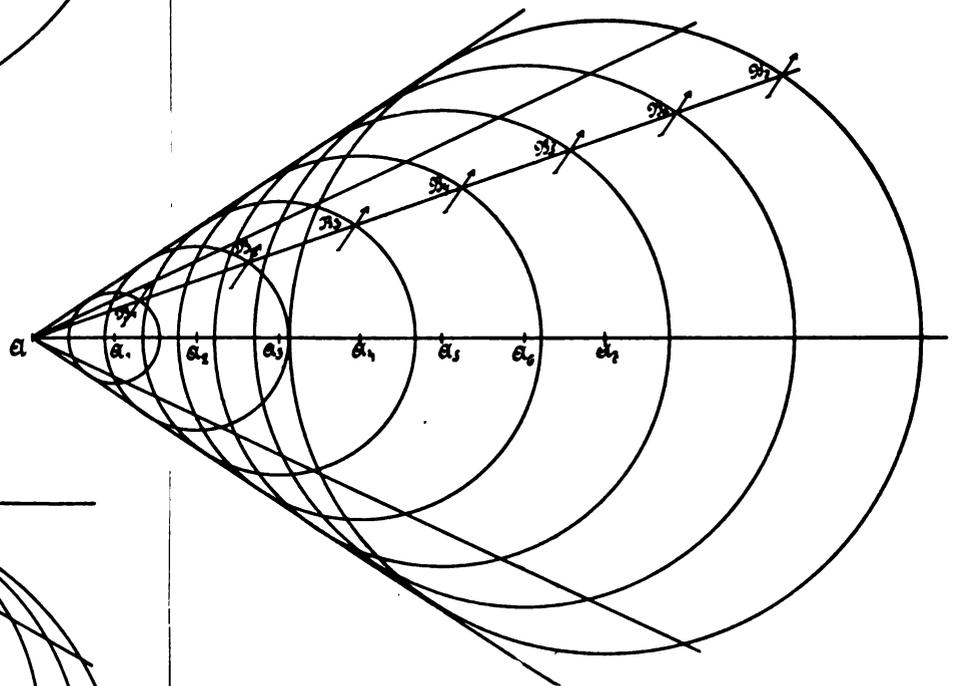


Fig. 7.

Das Verhältnis der *LG* zur *GE*, das hier zum ersten Male auftritt, wird künftig sehr häufig als bestimmende Größe wiederkehren. Es werde deshalb als besondere Größe *k* eingeführt.

Diese Zahl *k* stellt die *LG* als Vielfaches der *EG* jederzeit dar, $v_l = k v_e$. Solange $LG < EG$, ist *k* ein echter Bruch. Für praktische Zwecke genügt es, *k* in Zehnteln von 0 bis 1 auszudrücken. Ist $LG > EG$, so ist $k > 1$ und $\frac{1}{k}$ ein echter Bruch.

Die Bestimmung von φ aus $\sin \frac{1}{2} \varphi = \frac{v_e}{v_l} = \frac{1}{k}$ ergibt, daß φ nur möglich ist für $k > 1$.

$k = 1,0$	$1,1$	$1,2$	$1,3$	$1,4$	$1,5$	$1,6$	$1,7$	$1,8$	$1,9$	$2,0$
$\varphi = 180^\circ$	131°	113°	101°	91°	84°	77°	72°	67°	63°	60°

(Fortsetzung folgt.)

Automatische Gleichgewichtsregelung des Drachenfliegers System „Wright“.

Von Gerhard Wichmann.

Die Führung des Wright-Drachenfliegers stellt bekanntlich besonders große Anforderungen an die Aufmerksamkeit und Geschicklichkeit des Piloten, und das Erlernen der Steuerung erfordert daher eine längere Zeit. Die Steuerung eines Farman-, Sommer- oder Voisin-Zweideckers ist sicher in kürzerer Zeit zu erlernen, und dies dürfte der Grund sein, daß es für letztere Flugmaschinen-Typs die meisten Piloten giebt. Um die Steuerung ihrer Flugmaschine zu erleichtern, haben die Gebrüder Wright Vorrichtungen zur automatischen Stabilisierung ihres Zweideckers konstruiert, über die auf Grund des britischen Patents 2913 vom Jahre 1909 und des französischen Patents 401905 berichtet werden soll.

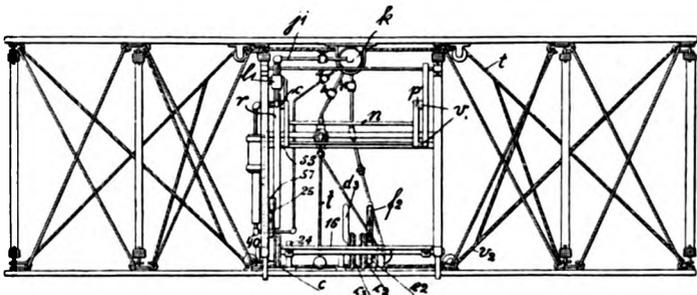


Fig. 1. Schematische Vorderansicht des automatisch stabilisierten Wright-Apparates.

Eine Flugmaschine schwebt ja im Gleichgewicht, wenn die Resultierende aller Luftkräfte lotrecht ist und durch den Schwerpunkt geht; die Lage dieser Resultierenden ist aber von dem Winkel abhängig, den die Tragflächen mit der scheinbaren Luftströmung (oder was im allgemeinen dasselbe ist, mit der Fahrtrichtung) bilden. Mit einer Änderung dieses Einfallwinkels ändert sich außer ihrer Größe auch die Lage der Resultierenden gegenüber der des Schwerpunkts, und hiermit ist wiederum eine neue Änderung des Einfallwinkels verbunden und so fort. Die störenden Momente vergrößern sich sehr rasch selbst, und wenn nicht gleich bei Auftreten der Störung eine entsprechende Gegenwirkung mittels der verschiedenen Steuer- und der Flächenverwindung ausgelöst wird, überschlägt sich der Flugapparat.

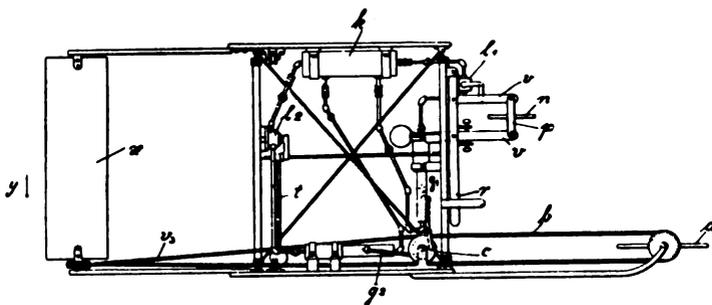


Fig. 2. Schematische Seitenansicht des automatisch stabilisierten Wright-Apparates.

Die sofortige selbsttätige Rückführung des Einfallwinkels auf die Größe, die vor der Störung den Flugapparat bei einer bestimmten Bewegungsrichtung im Gleichgewicht hielt, suchen die Erfinder durch zwei mit fast gleichen Mitteln arbeitende Vorrichtungen zu erlangen, deren eine bei störender Verdrehung des Flugzeuges um seine wagerechte Querachse unter Zuhilfenahme einer besonderen Fläche das Höhensteuer betätigt, während die andere, die sich als Richtmittels eines Pendels bedient, bei störender Verdrehung des Flugzeuges um seine wagerechte Längsachse auf die Flächenverwindung und das Seitensteuer einwirkt. Für die Regelung des Gleichgewichts bezüglich der dritten Hauptachse — der senkrechten — ist eine besondere Vorrichtung nicht vor-

gesehen und auch nicht notwendig, da die bei der Verwindung auftretenden Drehmomente um diese Achse durch die Wrightsche Vereinigung der Verwindung mit der Seitensteuer aufgehoben werden und die »eckenden« Bewegungen, wenn sie nicht durch die neuerdings an Wright-Zweideckern angebrachten senkrechten Dämpfungsf lächen überhaupt vermieden werden, leicht von der Hand des Fahrers aufgehoben werden können, ohne daß eine Gefahr eintritt.

Das vor den Haupttragflächen angeordnete Höhensteuer *a* steht durch Seil *b* mit der Rolle *c*₁ in Verbindung und wird durch den Hebel *d*₁ von Hand betätigt (Fig. 3). Auf der Welle, die die Rolle *c*₁ trägt, ist noch eine weitere Rolle *e*₁ lose gelagert, die durch Loslassen des abgedeferten Hilfshebels *f*₁ dann mit der Rolle *c*₁ gekuppelt wird, wenn die Bedienung des Höhensteuers automatisch erfolgen soll. Die Rolle *e*₁ steht nämlich durch die Stange *g*₁ mit einem Differentialkolben (Fig. 4) in starrer Verbindung, und dieser Kolben bewegt sich in einem entsprechend ausgebildeten Zylinder, dessen obere weitere Kammer *h* sowohl wie seine untere *i* durch die Rohre *j*₁ bzw. *j*₂ von einem Preßluftbehälter *k* aus (in Fig. 1 und 2 ersichtlich) unter Druck gesetzt werden kann. Im Betriebe ist die Zuleitung *j*₂ zur

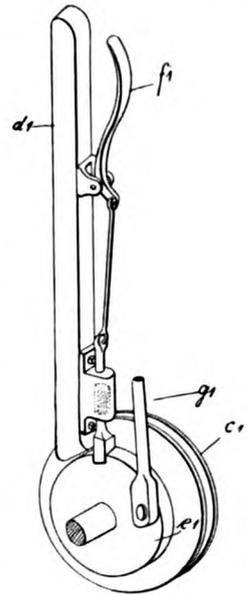


Fig. 3. Höhensteuerhebel.

unteren engeren Zylinderkammer ständig geöffnet, so daß der Kolben stets Druck von unten erhält. Die Zuleitung *j*₁ jedoch führt vom Preßluftbehälter her über einen Dreiweghahn *l*₁ (Fig. 5) zum Zylinder; dieser hat die Aufgabe, den oberen Teil *h* des Differentialzylinders außer mit dem Preßluftbehälter auch mit der freien Außenluft kommunizieren zu lassen oder aber ihn von jeder Verbindung abzuschließen und damit den Kolben festzustellen. Wie aus Fig. 5 ersichtlich, wird dies durch die Weite der Bohrung *m*₁, die zum Differentialzylinder *h* führt und durch die Lage der Bohrungen *m*₂ und *m*₃ zum Auslaß bzw. zum Preßluftbehälter-Anschluß erreicht. Die Steuerung dieses Dreiweghahnes erfolgt durch die Bewegungen einer Hilfsfläche *n*; ihre Anordnung und Wirkungsweise ist aus Fig. 6 ersichtlich. Sie ist an einem vertikalen, zwischen den parallel verschieblichen Hebeln *v* angelenkten Arm *p* befestigt und ihr Gewicht wie das der Hebel durch ein kleines Gegengewicht ausbalanciert. Die Hilfsfläche ist in den durch die Stellschrauben *q* gegebenen Grenzen auf und ab beweglich und wird sich z.

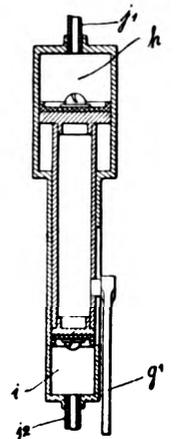


Fig. 4. Differentialzylinder.

B. in die untere, punktiert gezeichnete Lage einstellen, wenn sie durch Luft von oben beaufschlagt wird; dann bringt sie das Kücken des Dreiweghahns *l*₁ in eine solche Lage, daß der obere Teil *h* des Differentialzylinders durch die Bohrungen *m*₁ und *m*₂ (Fig. 5) mit der Außenluft kommuniziert und der Kolben (Fig. 4) von dem Überdruck im unteren Teile *i* des Zylinders nach oben gedrückt, wobei gleichzeitig die Stange *g*₁ gehoben wird, welche letztere ihre Bewegung auf die Rolle *c*₁ überträgt. Dadurch wird das Höhensteuer so gestellt, daß der Flugapparat vorne eine Hebung erfährt. Die entgegengesetzte Wirkung (Senkung

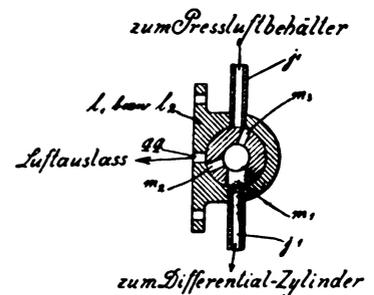


Fig. 5. Dreiweghahn.

des Flugapparates vorne) wird herbeigeführt, wenn die Hilfsfläche n nach oben gedrückt das Kükten des Dreiwegehahnes in eine solche Lage dreht, daß die Leitungen j_1 (Fig. 5) durch die Bohrungen m_1 und m_3 in Verbindung gebracht werden und der Kolben infolge seiner Flächen-Differenz nach unten gedrückt wird.

Wann treten nun die beschriebenen Wirkungen ein?

Die Hilfsfläche n bildet, was aus den schematischen Zeichnungen nicht hervorgeht, einen Winkel mit den Haupttragflächen, den die Erfinder als den »kritischen Einfallwinkel« (critical angle of incidence) bezeichnen. Dieser Winkel ist identisch mit dem, den die Tragflächen mit der scheinbaren Luftströmung bei ihrer Vorwärtsbewegung oder, was dasselbe ist, mit der Fahrtrichtung bezogen auf die umgebende Luft bilden. Befindet sich also der Flugapparat in ungestörter Vorwärtsbewegung, so strömt (scheinbar) die Luft parallel an der Hilfsfläche vorbei gegen die Tragflächen, und die Hilfsfläche bleibt in Ruhe, der Kolben steht in seiner neutralen Lage fest. Sobald jedoch die Luftströmung einen Winkel mit der Hilfsfläche bildet, also unter größerem oder kleinerem Winkel als dem »kritischen« unter die Tragflächen tritt, wird sofort die Steuerreaktion ausgelöst, so zwar, daß, wenn z. B. der Einfallwinkel kleiner wird, der Flugapparat

also infolge des kleineren nutzbaren Luftwiderstandes zu fallen trachtet, das Höhensteuer auf Höhe gestellt wird. Wären nun die Hebel o und der Dreiwegehahn l_1 an den festen Stützen der Tragflächen befestigt, so wäre der »kritische Einfallwinkel« unveränderlich, und einer gewissen Aufwärts- oder Abwärtsbewegung würde durch die beschriebene Vorrichtung entgegengewirkt

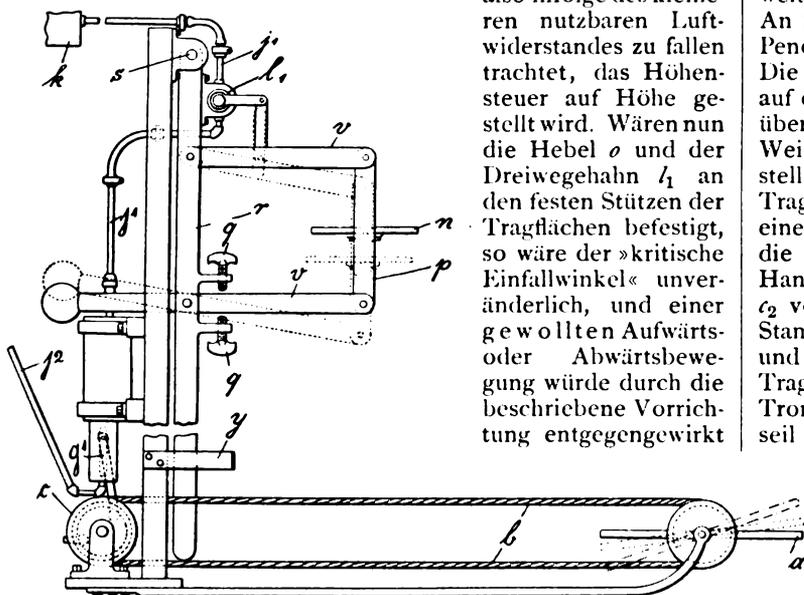


Fig. 6. Auf das Höhensteuer einwirkende Stabilisierungsvorrichtung (Hilfsfläche mit Relais).

werden. Das wird dadurch vermieden, daß die Hilfsfläche n mit ihren Hebeln und dem Dreiwegehahn an dem von Hand verstellbaren Hebel r (Fig. 6), der um den Zapfen s drehbar an einer Vertikalstütze hängt, angebracht ist. Durch seine Lage, die durch eine Klemmvorrichtung y gewahrt werden kann, wird die Größe des »kritischen Einfallwinkels« bestimmt. Soll also zur Aufwärtsbewegung die Luft unter einem größeren Winkel unter die Tragflächen strömen, so wird der die Rolle eines Höhensteuerhebels spielende Arm r nach hinten gelegt; die Hilfsfläche n wird solange eine bestimmte Aufwärtsbewegung sichern, als der Hebel diese Lage innehat. Wie sich die geschilderte Vorrichtung in der Praxis besonders bei böigem Winde bewähren wird, bedarf der Feststellung durch Versuche, von denen unseres Wissens bisher nichts in die Öffentlichkeit gelangt ist. Denn eine der auftretenden Strömungsstörung an Größe und Richtung genau entsprechende Höhensteuerreaktion kann durch die Hilfsfläche nicht ausgelöst werden, es wird vielmehr, wie auch die Erfinder angeben, das Steuer über das erforderliche Maß hinaus eingestellt, und dies wird einen Ausschlag der Hilfsfläche in entgegengesetzter Richtung und somit wieder Steuerumstellung zur Folge haben usf., bis die Schwingungen sich auf ein geringes Maß verkleinert haben. Es läßt sich u. E. wohl der ungünstige Fall denken, daß rhythmisch auftretende Windstöße durch die Vorrich-

tung zu größerer schädlicher Wirkung gelangen, als wenn sie von Hand paralytisiert würden.

Eine einfachere Ausführungsform wird mit dem Gegenstande der Fig. 7 vorgeschlagen. Hier wird die Hilfsfläche an den festen Stützen der Tragflächen gelagert, während der Dreiwegehahn in einen positiven oder negativen Winkel durch den Hebel r eingestellt werden kann.

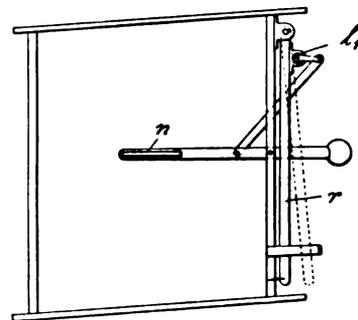


Fig. 7. Vereinfachte Anordnung der Hilfsfläche (vgl. Fig. 6).

Derselben Mittel wie zur Herstellung des Gleichgewichts bezüglich der horizontalen Querachse bedienen sich die Gebrüder Wright, um die Stabilität des Flugapparates bei Drehungen um die horizontale Längsachse (Querstabilität) zu sichern. Auch hierfür wird an den Preßluftbehälter k ein Differentialzylinder angeschlossen und dessen engerer Teil ständig unter Überdruck gesetzt, während der weitere Teil wieder über einen Dreiwegehahn l_2 Preßluft erhält. An Stelle der Hilfsfläche wird jedoch der Ausschlag eines Pendels t (vergl. Fig. 8) zur Steuerung des Hahnes benutzt. Die Bewegung des Differentialkolbens wird durch die Stange g_2 auf die im Bereich des Führers liegende Steuerungsvorrichtung übertragen. Aus den Fig. 9 und 10 ist ersichtlich, in welcher Weise die selbsttätige Verwindung der Tragflächen und Verstellung des Seitensteuers x erfolgt. Mit einer auf der unteren Tragfläche links vom Führer gelagerten Welle ist eine mit einem Handgriff d_2 versehene Trommel c_2 verbunden; wenn die abgefederte Klinke u am Hilfshebel f_2 nicht von der Hand des Führers außer Eingriff gebracht ist, wird die Rolle c_2 von der losen, mit der am Differentialkolben angelenkten Stange g_2 in Verbindung stehenden Scheibe e_2 mitgenommen und dadurch mittels des Seiles v_1 das nach den Enden der Tragflächen laufende Verwindungsseil v_2 bewegt. Neben der Trommel c_2 ist auf der Welle eine weitere, das Seitensteuerseil v_3 aufnehmende Trommel c_3 gelagert, die bei Anziehen einer Flügelmutter w durch Reibung von der Welle mitgenommen wird. Diese Trommel c_3 ist zur Verstellung des Seitensteuers x von Hand ebenfalls mit einem Handgriff d_3 versehen. Wird nun der Flugapparat aus dem seitlichen Gleichgewicht gebracht, so daß sich die eine Tragflächen seite hebt, so schlägt das Pendel t (Fig. 8) bis zu einem Anschlag w aus und stellt das Kükten des Dreiwegehahns l_2 so ein, daß entweder der weitere oder der engere Teil des

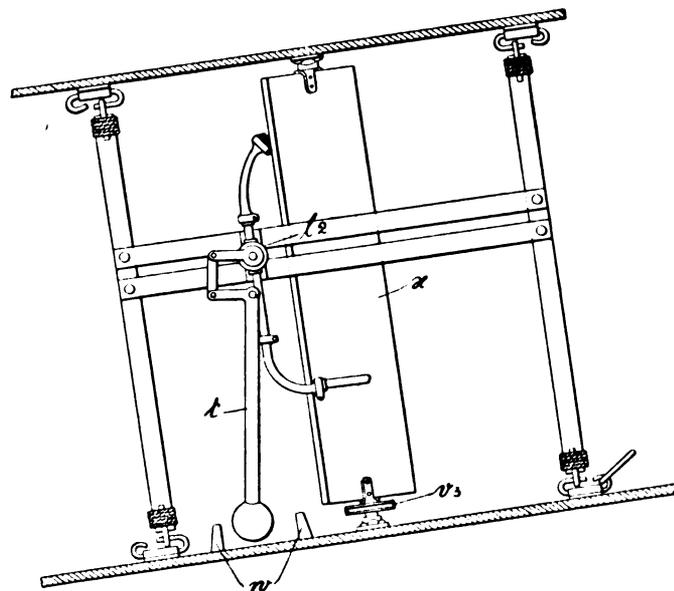


Fig. 8. Auf die Verwindung und das Seitensteuer einwirkende Stabilisierungsvorrichtung (Pendel mit Relais), Vorderansicht.

Differentialzylinders Überdruck erhält und den Kolben und damit die Stange g_2 in der einen oder anderen Richtung verschiebt. Die Folge ist, daß sowohl das Verwindungs-

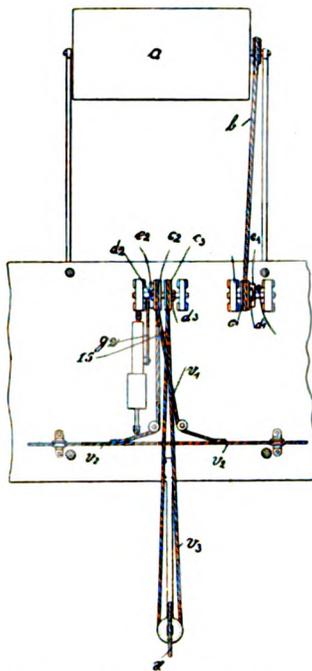


Fig. 9. Anordnung der Steuer mit ihren Hebeln.

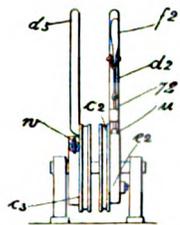


Fig. 10. Seitensteuer- u. Verwindungshebel.

Seil v_2 durch das abgezwigte Seil v_1 in der einen oder anderen Richtung angespannt wird und in bekannter Weise die schraubenflächenartige Verbiegung der Tragflächenenden herbeiführt, als auch daß das zum Seitensteuer führende Seil v_3 dieses in einen Winkel zur Längsachse einstellt, um dem durch die verschiedenen Luftwiderstände der abgebo- genen Tragflächenenden hervorgerufenen Drehmoment um die vertikale Hauptachse ein gleich großes entgegengesetzt gerichtetes Drehmoment des Seitensteuers entgegenwirken zu lassen, damit der Flugapparat nicht aus seiner geraden Flugrichtung herausgebracht wird. Auch hier wird eine über das erforderliche Maß hinausgehende Steuerreaktion erzeugt werden, die das Pendel nach der anderen Seite mit entgegengesetzter Wirkung ausschlagen läßt, bis es allmählich in der neutralen (Gleichgewichts-) Lage, wo der Kolben des Differentialzylinders fest-

steht, zur Ruhe kommt. Will der Führer den Flugapparat einen Bogen beschreiben lassen, so muß er die Flügelmutter w , die die Steuerseilrolle auf der Welle festklemmt, lösen, um das Steuer in eine von der Verwindung unabhängige Lage bringen zu können. Wird das Steuer durch Wiederanziehen der Flügelmutter in dieser zur normalen schrägen Lage belassen, so wird dessen- achtet der selbsttätige Steuermechanismus beim Kurvenfliegen in derselben Weise wirksam sein, als wenn der Flug-

apparat in gerader Richtung sich bewegt.

Wie bereits erwähnt, ist über Versuche mit vorstehend beschriebenen Vorrichtungen bisher nichts verlautet. Ist hierfür in der Überlastung der Gebr. Wright mit Aufträgen die Ursache zu erblicken oder schweigen sie sich aus, weil die Erwartungen, die sie auf diese Erfindung setzten, ihnen Enttäuschung bereitet haben? Wenn sie sich in praxi bewährt haben sollten, hätten die Wrights zweifellos ein bedeutendes Interesse daran gehabt, die in den Vereinigten Staaten bereits Anfang 1908 angemeldete Erfindung vorzuführen.

Unseres Erachtens müßte der Pendeleinfluß in der Kurve ausgeschaltet werden, denn sonst würde die von Hand des Führers hervorgerufene Verwindung, die den Flugapparat mit der nach dem Krümmungsmittelpunkt gelegenen Seite senkt, aufgehoben werden, durch den Einfluß des infolge der Zentrifugalkraft nach außen schwingenden Pendels. Die Lösung der

Flügelmutter (w) in einem Momente, der die ganze Aufmerksamkeit des Führers verlangt, dürfte ein erheblicher Nachteil der Pendelvorrichtung sein.

Anmerkung der Schriftleitung.

Daß Pendel zum Anzeigen der Seitenneigung der Flugmaschine wenig geeignet sind, wurde S. 4 der Zeitschrift nachgewiesen. Automatische Steuerungsvorrichtungen, wie die hier beschriebenen, ergeben leicht eine fortwährende Verstärkung der Schwingungen, wenn nicht durch geschickte Anordnung von Rückführungsmechanismen für eine gedämpfte Bewegung gesorgt wird. Vielleicht liegen die Schwierigkeiten, die sich den Gebrüdern Wright entgegengestellt haben, nach dieser Richtung. P.

Neue Flugapparate.

(Unter besonderer Berücksichtigung der Flugwoche in Johannisthal.)

Auch in England sind jetzt mehrere neue brauchbare Drachenfliegertypen herausgekommen, so gelegentlich der Flugwoche in Wolverhampton ein neuer von Cecil Grai konstruierter Zweidecker, der jedoch im wesentlichen eine Nachahmung der Farman-Type darstellt, mit dem Unterschied, daß die Anlaufräder an jeder Kufe nur einfach vorhanden sind und die Schwanzfläche einstellbar ist in ähnlicher Weise wie beim Zweidecker von Roger Sommer.

Die Einstellbarkeit der Schwanzfläche ist deshalb ein großer Vorteil, weil man sie ohne langwierige Montage bequem in den günstigsten Winkel gegenüber den Tragflächen einstellen kann. Hierdurch wird einmal der Widerstand des Flugapparates geringer, und man hat nicht nötig, den unrichtigen Winkel der Schwanzfläche durch das Höhensteuer zu korrigieren. Die Steuerung des Flugapparates resp. der Längsstabilität erfordert daher, wenn die Schwanzfläche richtig eingestellt ist, weniger Aufmerksamkeit. Beim Zweidecker von Roger Sommer erfolgt die Einstellung der Schwanzfläche durch ein links vom Führersitz angeordnetes Handrad, von welchem durch ein Kettenrad mit Kette und Drahtseilen die Bewegung auf die Schwanzfläche übertragen wird, das Handrad ist mit einer selbstsperrenden Sicherung versehen, so daß sich die Schwanzfläche nicht unter dem Einfluß des Luftdruckes verstellen kann.

Zwei von der Aviatik G. m. b. H. gebaute Zweidecker, System Farman, haben mit gutem Erfolg an der nationalen Flugwoche in Berlin-Johannisthal teilgenommen. Die Albatroswerke hatten ebenfalls einen in ihren Werkstätten gebauten Farman-Zweidecker gemeldet, der Apparat wurde aber bis zur Flugwoche nicht fertig. Ein anderer Farman-Zweidecker der Albatroswerke wird gegenwärtig von der Militärbehörde auf dem Exerzierplatz »Born-

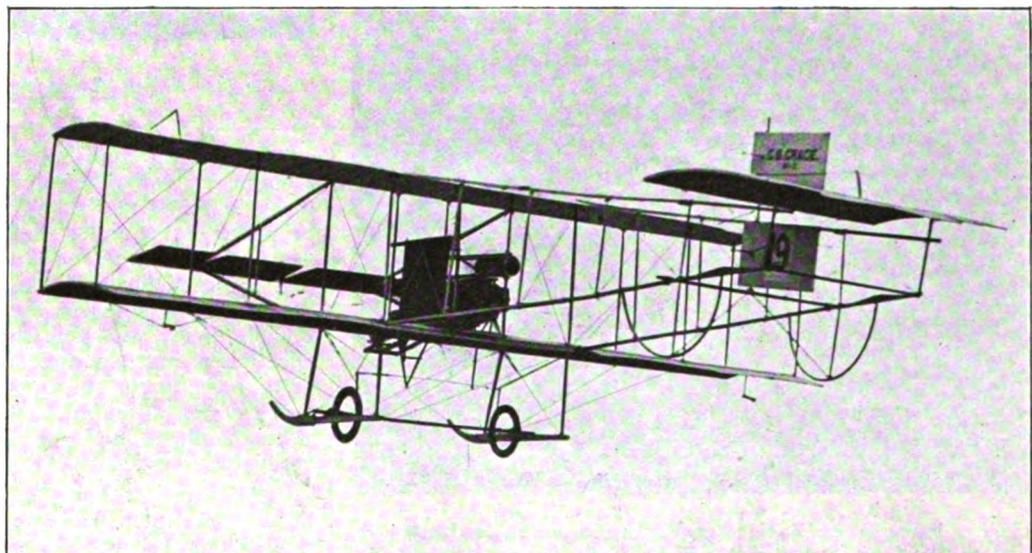


Fig. 1. Englischer Zweidecker von Grai nach dem Farman-Typ im Fluge.

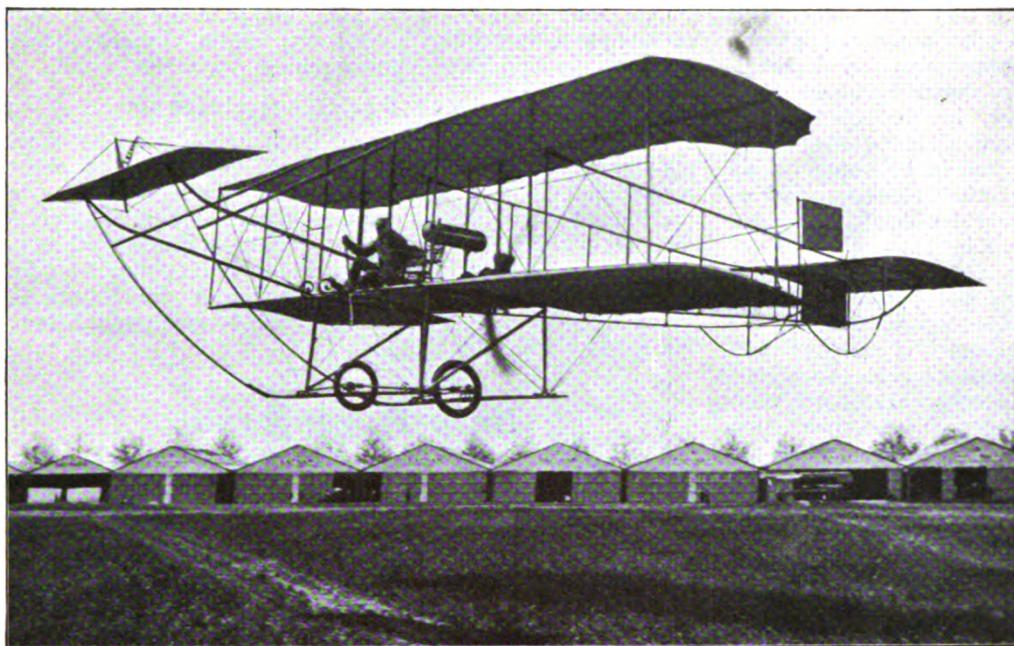


Fig. 2. Neuer Zweidecker von Roger-Sommer im Fluge. Motor Gnôme.

städter Feld« bei Potsdam ausprobiert unter Leitung eines Militärpiloten Brück (Pseudonym), welcher bis jetzt sehr gute Erfolge erreichte und auch bereits mehrere Überlandflüge in der Gegend von Potsdam ausführt.



Fig. 3. Führersitz des Zweideckers Roger-Sommer (Führer Legagneux) rechte Hand am Steuerhebel. *H* Drahtseile für das Höhensteuer, *S* Drahtseile für die seitlichen Stabilisierungsflächen, *R* Handrad zum Einstellen der Schwanzfläche, *B* Benzinbehälter (Motor Gnôme).

Von den Albatroswerken starteten in Johannisthal zwei Zweidecker nach System Sommer, welche von Brunhuber gesteuert wurden und gute Erfolge erzielten. Gegenüber den französischen Sommerapparaten weist dieser Zweidecker einige Verbesserungen auf, wie eine bessere Form der Verbindungsteile und stärkere Ausführung der Scharniere an den Klappflügeln für die Querstabilität. Dabei ist es gelungen, das Gewicht des Apparates geringer zu machen als das der französischen Sommerapparate. (Fig. 4.)

Der eine dieser Albatros-Sommer-Zweidecker ist mit einem französischen Gnome-Motor, der andere mit einem deutschen Argus-Motor ausgerüstet. Mit diesem Motor wird jetzt auf Wunsch auch der Wright-Zweidecker der Flugmaschine Wright G. m. b. H. geliefert. Während der Flugwoche in

Johannisthal steuerte Thelen einen solchen Wright-Zweidecker mit Argusmotor und erreichte vorzügliche Resultate, wie überhaupt die Piloten der deutschen Wright-Flugmaschine die meisten Preise dieser nationalen Flugwoche erwarben. An Thelens Wright-Zweidecker mit Argus-Motor ist noch bemerkenswert, daß beide Propeller rechtsgängig sind und den gleichen Drehsinn haben. Die Kreuzung der Kette für den linken Propeller wird daher vermieden. Da dieser Flugapparat mindestens ebensogut funktionierte als die anderen Wright-Zweidecker mit gegenläufigen Propellern, scheint die Gegenläufigkeit keinen so großen Wert zu haben, wie die Konstrukteure des Apparates, die Gebrüder Wright, meinen, jedenfalls ist der Vorteil nicht so bedeutend, um den Nachteil der



Fig. 4. Albatros-Zweidecker, System Sommer, Motor Gnôme.

gekreuzten Kette mit in den Kauf zu nehmen. Dieser Wrightzweidecker von Thelen ist mit dem neuen »Eta«-Propeller von Borrmann und Kaerting ausgerüstet. Dieser Propeller ist wie der bekannte »Integrale«-Propeller der Firma Chauviere aus mehreren (6—8) Holzleisten, und zwar Nußbaumholz, zusammengeleimt, jedoch liegen beim »Eta«-Propeller die Leisten in der Richtung der Flügel, nicht, wie bei Chauviere in Richtung der Achse. Die Flügel werden außerdem durch Fourniere überdeckt, und zwar durch ein Quer- und ein Längsfournier, deren Fasern sich kreuzen. Hierdurch soll ein Werfen der Schraubenflügel und ein Absplittern der scharfen Kanten vermieden werden. (Fig. 5.)

Auch in der Form weicht der »Eta«-Propeller von den bisher bekannten Holzpropellern mehrfach ab, indem die Schraubenflügel mit den äußeren Enden nach der Saugseite hin gebogen sind. Bekanntlich biegen sich die Propeller bei der Rotation infolge des auf sie wirkenden Luftdruckes

in dieser Richtung und die Schraubenflügel werden somit auf Biegung beansprucht. Wie die bestehende Schnittbezeichnung erkennen läßt, liegt beim »Eta«-Propeller die Resultierende R aus dem Schraubenzug P und der Zentrifugalkraft C , in jedem Punkte des Schraubenflügels als Tangente an demselben. Es treten daher im wesentlichen

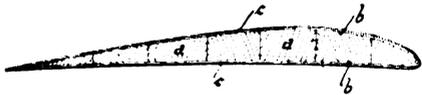


Fig. 5. Schnitt durch einen Flügel des »Eta«-Propellers.

in den Schraubenflügeln nur Zugbeanspruchung in Richtung der Resultierenden R auf. Das Wesen des »Eta«-Propellers besteht also darin, daß die Flügel desselben im vornherein die Form erhalten, welche sie bei der Rotation annehmen würden, wenn sie aus vollkommen biegsamen Material beständen. Ferner haben die »Eta«-Propeller eine progressive Steigung, von der Nabe nach außen abnehmend.

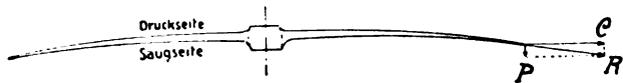


Fig. 6. Schnitt durch den »Eta«-Propeller.

Dem »Eta«-Propeller wird ein hehr hoher Wirkungsgrad nachgerühmt und sind in der nachstehenden Tafel die in der Fabrik bei Versuchen am Stand ermittelten Resultate (Schraubenzug im Verhältnis zur Motorleistung) graphisch dargestellt. Die Tafel zeigt die Verbesserung des Wirkungsgrades bei Vergrößerung des Durchmessers des Propellers.

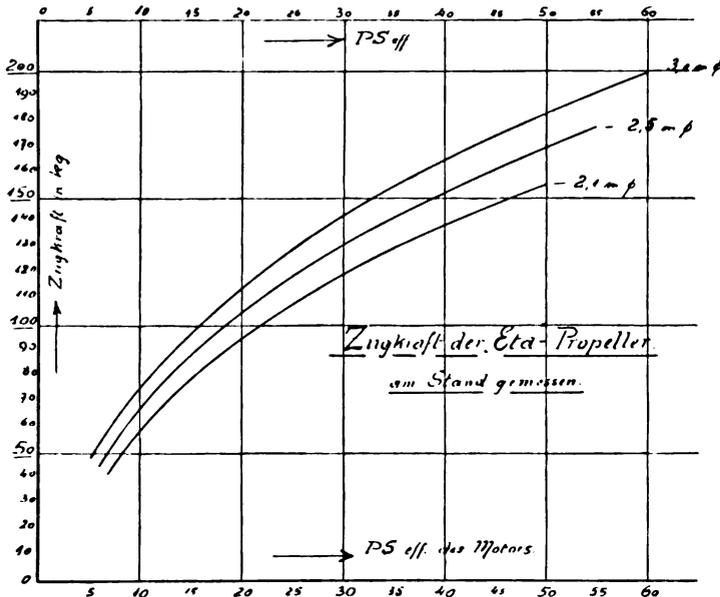


Fig. 7. Ergebnisse der Versuche mit »Eta«-Propellern. Obere Kurve Propeller von 3 m Durchmesser, mittlere Kurve Propeller von 2,5 m Durchmesser, untere Kurve Propeller von 2,1 m Durchmesser.

Die übrigen acht Wright-Flugapparate, die an der nationalen Flugwoche teilnahmen, waren sämtlich mit Wright-Propellern ausgerüstet, die meisten anderen Flugapparate mit »Integrale«-Holzpropellern von Chauviere.

Mit Ausnahme des Eindeckers von Dornier hatten alle Flugmaschinen zweiflügelige Propeller. Dornier benutzt einen dreiflügeligen Holzpropeller, der mit Stahlblech armiert ist.

Die beiden Eindecker, System Grade, die erst am vorletzten Tage der Flugwoche erschienen, hatten zweiflügelige Stahlpropeller. Diese beiden Maschinen waren auch die einzigen, abgesehen von den beiden Gnome-Motoren, an je einem Albatros-Sommer und Albatros-Antoinette, welche luftgekühlte Motoren haben. Die anderen Motoren arbeiten

mit Wasserkühlung, vorherrschend sind die Motoren, System Wright, der N. A. G. und die Argus-Motoren.

Von Zweideckern beteiligten sich noch zwei Zweidecker von Euler an der Flugwoche, von denen der eine mit französischem E. N. V.-Motor, der andere mit französischem Gnome-Motor ausgerüstet war. Ebenfalls mit Gnome-Motor ist der Voisin-Zweidecker ausgerüstet, den der deutsche Pilot Laitsch während der nationalen Flugwoche steuerte.

Das Verhältnis der Beteiligung von Eindeckern und Zweideckern mit 8 Eindeckern gegen 15 Zweidecker ist etwa wie 1:2, und sei zum Vergleich bemerkt, daß an der großen Flugwoche der Champagne in Reims 25 Eindecker gegen 40 Zweidecker teilnahmen. Während die meisten in Reims gestarteten Flugapparate französischen Systems waren, da nur ein Zweidecker, System Wright (amerikanisches System) und ein Eindecker, System Pischhof (österreichisches System) teilnahmen, waren die meisten Flugmaschinen, die an der nationalen Flugwoche in Johannisthal teilnahmen, ausländischen Systems, wenn sie auch in Deutschland gebaut waren und gegenüber den ausländischen Originalapparaten zum Teil wesentliche Verbesserungen aufweisen. Als original deutsche Systeme kann man von den Apparaten der nationalen Flugwoche streng genommen, nur die Systeme Dornier und Grade bezeichnen. Der Eindecker von Behrend, der von der deutschen Flugmaschinenbau-Gesellschaft m. b. H. in Berlin-Rummelsburg gebaut ist, lehnt sich an das System Blériot an und man kann diesen Typ als eine Verbesserung des Blériotyp bezeichnen, ebenso wie der Zweidecker von Euler aus dem Voisin-Zweidecker hervorgegangen ist, den der Eulerzweidecker jedoch in jeder Hinsicht übertrifft.

Diese Anlehnung an die ausländischen Systeme soll kein Vorwurf sein; vielmehr haben die betr. Industriellen, wie die Wright-Gesellschaft, August Euler und die Aviatik G. m. b. H. ganz richtig gehandelt, indem sie zunächst die erprobten und bewährten ausländischen Typs kopierten und auf Grund eigener Erfahrungen dann die Konstruktionen verbesserten. Die betr. Fabriken ersparten sich dadurch viele Versuchskosten und gelangten schneller zu Flugerfolgen. In dieser Beziehung sei daran erinnert, wie lange bereits mit großen Mitteln an dem Militärdrahtenflieger gearbeitet wird, dessen Konstruktion jetzt, nachdem eben die ersten kurzen Sprünge mit demselben gelungen sind, bereits durch deutsche und ausländische Flugapparate überholt ist. Nachdem die Konstrukteure jetzt die Erfahrungen mit den bereits bewährten Flugmaschinensystemen zur Verfügung haben, läßt sich ein neuer besserer Flugmaschinentyp schneller schaffen.

Der Circuit de l'Est vom 7. bis 17. August 1910 und seine Lehren.

Von Kapitän zur See a. D. v. Pustau.

Paris, August 1910.

Der große Rundflug durch das östliche und nördliche Frankreich, dessen zweiter Hälfte ich beiwohnen konnte, ist unter allen Umständen als eines der wichtigsten Ereignisse in der Geschichte, oder sagen wir lieber der Vorgeschichte der Aviatik anzusehen. Seine hohe Bedeutung liegt darin, daß hier zum ersten Male für die Ausführung von sechs großen Überlandflügen die Innehaltung ganz bestimmter Zeitfristen vorgeschrieben war. Das gleiche Prinzip ist zwar auch schon früher angewendet worden, so z. B. bei den Flugwochen von Nizza und Reims, jedoch handelt es sich hier nur um kurze Strecken, die in einer viertel- bis einer halben Stunde zurück gelegt werden konnten. In Budapest waren für den Flug nach Raab (108 km) 10 Tage freigegeben, und bei all den bekannten Überlandflug-Wettbewerben über große Distanzen wie London-Manchester, Calais-Dover hatten die Konkurrenten Monate lang Zeit, sich einen günstigen Wettertag auszuwählen. Auch für den Alpenflug von Brieg nach Mailand ist eine siebentägige Frist vom 18.—24. September festgesetzt.

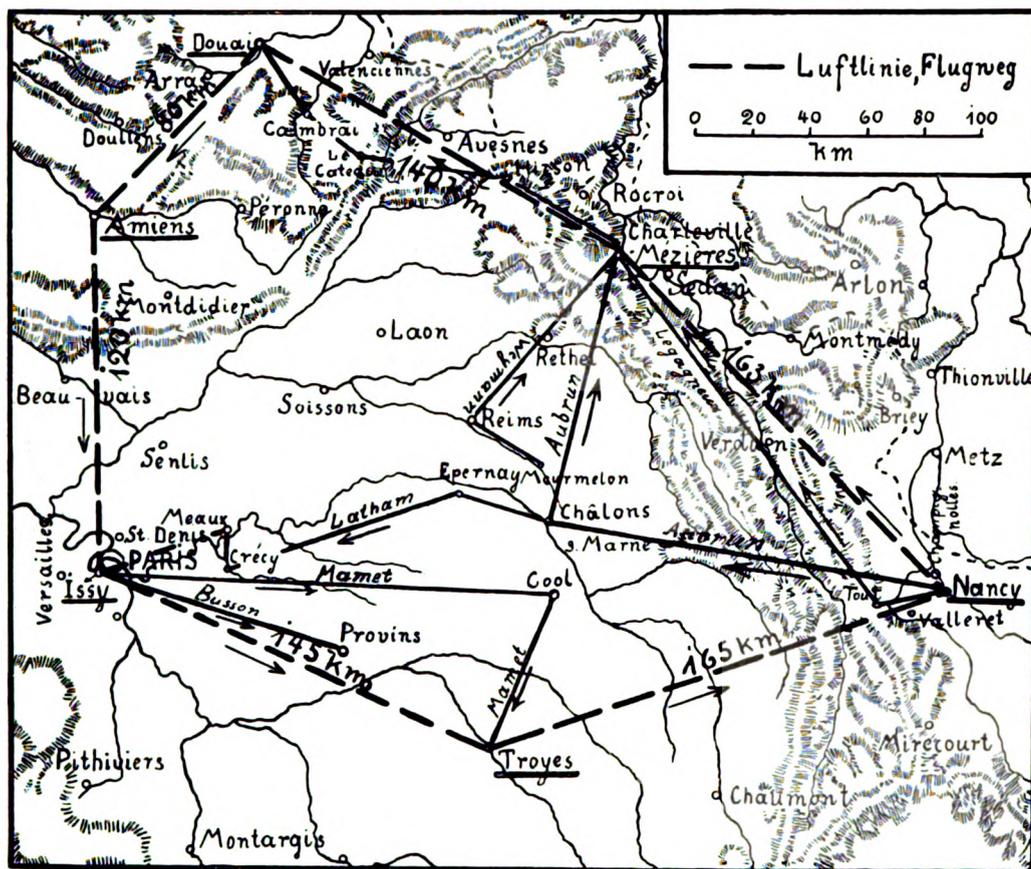


Fig. 1. Karte des Überlandfluges »Circuit de l'Est«.

Die Ausschreibung des *Matin* stellt daher eine kühne Neuerung dar, so kühn, daß es wohl nur wenige gab, die sie nicht anfangs, ja bis in die allerletzte Zeit hinein nur für einen sensationellen Bluff ansahen. Dies um so mehr, weil dieser erste Versuch gleich in so großem Maßstabe unternommen wurde, denn die Gesamtstrecke des großen Rundfluges betrug rund 800 km, in 6 Tagesetappen von 80—165 km, mit je einem Ruhetag dazwischen und wer auch nur eine davon nicht innerhalb der vorgeschriebenen Frist erledigte, schied als Bewerber um den 100000 Francs-Preis aus. Allerdings durfte er noch weiter um die Preise für die Zurücklegung der Einzelstappen konkurrieren, sowie an den lokalen Wettbewerben während der Ruhetage teilnehmen, wofür im ganzen weitere 145000 Francs zur Verfügung standen.

Die außerordentliche Schwere dieser Bedingungen hat zwei Drittel der 35 Konkurrenten, die sich ihres Renommées

Wetter unternehmen könne, mit anderen Worten, daß auch ihre militärische Brauchbarkeit nur innerhalb sehr beschränkter Grenzen liege.

1. Die Ausschreibung des *Matin*-Rundfluges.

Vorschrift:

Die Gesamtstrecke betrug in der Luftlinie rund 800 km.

Am 7. August zwischen 5 Uhr vormittags und 5 Uhr 30 Min. nachmittags war der Flug von Issy-les Moulineaux nach Troyes anzutreten, (145 km), am 9. August in gleicher Weise von hier nach Nancy (165 km), am 11. August nach Mezières, (160 km), am 13. August nach Douai, (140 km), am 15. August nach Amiens, (80 km), am 17. August nach Issy, (120 km).

Eine Verschiebung jedes einzelnen Starts um einen Tag war nur zulässig, wenn das Wetter an den ungeraden Daten überhaupt keinen Auf-
flug gestattete.

2. Der Start am 7. August von Issy nach Troyes.

Der Aufstieg mißglückte wegen Versagens der Motoren etc. Bielovucic (Voisin-Renntyp), Chateau (Tellier), Metrot (Voisin) und Latham (Antoinette), welcher letzterer, obwohl sicher einer der aussichtsreichsten Bewerber, erst in Amiens abermals den nicht gelungenen Versuch machte, sich der Kolonne der Sieger wieder anzuschließen.



Fig. 2. Der Start in Issy les Moulineaux. Vorn links der Sommer-Zweidecker von Lindpaintner.

Es starteten in der Zeit von 5 Uhr 13 Min. bis 9 Uhr 13 Min.:

1. Leblanc — Blériot,
2. Aubrun — „
3. Mamet — „
4. Lindpaintner — Sommer,
(einziger deutscher Teilnehmer),
5. Legagneux — Farman,
6. Weyman — „
7. Brégi — Voisin,
8. Busson — Blériot.

3. Die Ausführung des Rundflugs.

Die vorstehend unter 1—6 genannten Konkurrenten erreichten die erste Etappe, Troyes, nach einer Flugdauer von 1 Std. 30 Min. (Leblanc 89,9 Std./km!) bis zu 5 Std. 19 Min. Brégi und Busson blieben unterwegs liegen.

Die zweite Etappe Troyes—Nancy wurde noch programmäßig zurückgelegt von Leblanc, Aubrun, Legagneux, während Lindpaintner, Weymann, Mamet Havarien erlitten, und den Anschluß nicht wieder erreichten. Sie nahmen nur noch an einzelnen lokalen Wettbewerben und Etappenflügen, ebenso wie Brégi und Bielowucic, teil, ohne jedoch in diesen letzteren die vorgeschriebene Flugzeit innehalten zu können. Auf der dritten Etappe startete Legagneux einen Tag zu spät (wegen Versagens des Motors), und schied somit aus der Matin-Konkurrenz aus. Er legte jedoch hernach alle übrigen Etappen programmäßig zurück.

Gänzlich einwandfrei erledigten das Riesensprogramm nur Leblanc und Aubrun mit einer Gesamtflugzeit von 12 Std. 1 Min. Durchschnittsgeschwindigkeit = 66 km/Std. bzw. 13 Std. 30 Min. (58,5 km/Std.) Beide Sieger waren nur je ein einziges Mal unterwegs gelandet, abgesehen



Fig. 3. Der zerschmetterte Blériot-Eindecker von Busson. Abgestürzt 70 km nach dem Start infolge Motordefekts.

von den Etappen; der eine, weil er sich total verfliegen hatte, der andere gleichfalls, um sich zu orientieren, nachdem ihm der Sturm seine Brille und Karte fortgerissen hatte. Für Legagneux kamen bedeutend längere Zeiten heraus, weil dieser mehr als ein dutzendmal gelandet war, um nach dem Weg zu fragen, oder auch nur, um zu frühstücken.

4. Die flugtechnischen Resultate.

Die Innehaltung der vorgeschriebenen Start- und Flugfristen durch zwei Flieger ist ohne jede Einschränkung als eine großartige, bewundernswerte Leistung zu bezeichnen. Diejenige des Dritten, der nur eine einzige Startfrist überschritt, steht nur wenig dahinter zurück.

Das Wetter war dabei keineswegs besonders günstig. Nebel, Regen und Wind haben vielmehr fast an jedem Tage den Flug erheblich erschwert. Speziell der 13. August hat alle bisherigen Theorien über die Abhängigkeit der Aeroplane vom Wetter mit einem Schlage über den Haufen geworfen. Denn an diesem Tage herrschte ein solcher Sturm, daß mir, der ich doch schon in Reims bei Böen bis zu 15 m/sec hatte fliegen sehen, wie auch den Sportkommissaren und Offizieren von der Luftschifferabteilung in Douai jeder Aufstieg ausgeschlossen erschien. Trotzdem starteten vormittags Legagneux und Mamet in Mezières und hielten sich länger in der Luft, als die meisten taktischen Luftrekonozierungen erfordern werden. Leblanc und Aubrun, die erst nachmittags starteten, erreichten nach gefahrvoller Fahrt glatt ihr Ziel.

Als sie starteten, wehte der Wind zwar »nur« mit 8 m/sec, aber in den oberen Luftschichten herrschte ein sehr viel stärkerer Sturm, wie man auch von unten aus an dem eiligen Zuge der schweren Regenwolken deutlich wahrnehmen konnte. Beide Flieger



Fig. 4. Legagneux (Sommerzweidecker) beim Aufstieg in Nancy, die Grenze überfliegend.

berichteten unabhängig voneinander, daß sie einen schrecklichen Kampf mit den Wirbelwinden zu bestehen gehabt hätten. Mehrere Male sei ihr Apparat mit rasender Wucht nach unten gezogen worden, so daß sie aus ihren Sitzen geschleudert worden und zeitweilig die Herrschaft über die Steuerung total verloren. Dazu peitschte der Regen ihre Gesichter. Leblanc wehte die Brille und Karte fort, auch konnte der primitive Taschenkompaß nicht mehr abgelesen werden, weil der Glasdeckel beschlagen war.

Diese letzteren Angaben verdienen besondere Beachtung, weil sie zeigen, wie ungenügend die Flieger für ihre schwere Aufgabe ausgerüstet waren. Ihre Kleidung schützte sie außerdem nicht hinreichend gegen die lähmende Wirkung der Kälte in größeren Flughöhen, und sie hatten nicht einmal Barometer mit, die doch im Nebel absolut unentbehrlich sind.

Wenn sie trotzdem alle Fährnisse zu überwinden vermocht haben, so beweist dies mehr als alles andere, daß man in Zukunft von den Fliegern und ihren Maschinen Leistungen zu erwarten hat, an die vorher niemand zu denken wagte.

5. Wichtigkeit des Hochflugs.

Die Höhe der Flüge betrug durchweg 500 m, oft noch weit darüber. Hier fühlten sich die Flieger am sichersten gegenüber den senkrechten Luftwirbeln, die ihre Gefährlichkeit hauptsächlich beim Passieren von Taleinschnitten und über Wäldern mit Lichtungen offenbarten. Aus den großen Flughöhen haben sie bei Motorpannen auch jedesmal einen geeigneten Landungsplatz finden können, wo sie aus niedriger Höhe unfehlbar auf Dächern oder Bäumen gestrandet wären. Geübtheit im längeren Hochflug ist hier nach eine unerläßliche Vorbedingung für die Ausführung von Reiseflügen (ebenso Beobachtungsflügen für militärische Zwecke).

6. Flugzeuge und Motoren.

Die immerhin recht zahlreichen Startausfälle und Verschiebungen und Zwischenlandungen wurden herbeigeführt durch: 1. Versagen der Motoren (Zündung), Benzinzufluß verstopft, 2. Benzinmangel, 3. schlechte Equilibrierung, 4. Bruch von Drähten, 5. mißglückte Start- oder Landungsmanöver. Vereinzelt waren auch die Piloten durch den Sturm zu sehr erschöpft, um weiterfliegen zu können.

Das Material, wie die Kunst des Fliegens, sind eben noch weit von der Vollkommenheit entfernt. Daß wir aber in dieser Beziehung bestimmt mit weiteren gewaltigen Fortschritten zu rechnen haben, beweist die Tatsache, daß Leblanc und Aubrun nicht eine einzige Panne hatten. Noch bemerkenswerter aber ist die Leistung von Legagneux, der nur einen alten, vielfach reparierten Apparat für die Reise geliehen hatte und über keine Fabrikmonteure, wie die Blériot-Flieger, verfügte. Auch benutzte er die Ruhetage nicht zum Überholen seiner Maschine, sondern nahm an allen Wettbewerben von Anfang bis zu Ende teil. Dennoch konnte er nur einmal seines Motors wegen nicht rechtzeitig starten und hatte auch unterwegs nur ganz geringfügige Pannen; ein glänzender Beweis dafür, was schon heute ein geschickter Pilot seinem Material alles zumuten kann. Aus seinen zahlreichen freiwilligen Reiseunterbrechungen, um zu frühstücken oder nach dem Weg zu fragen, geht überdies hervor, daß Zwischenlandungen und Wiederaufstiege auf freiem Felde bei weitem nicht so schwierig und gefährlich sind, wie man bisher annahm.

7. Orientierung.

Wider Erwarten hat sich der Kompaß als absolut zuverlässiges Orientierungsmittel erwiesen. Die Anbringung besonderer Orientierungsmarken im Gelände hat den Fliegern nicht viel genutzt, weil sie meistens zu hoch flogen, um sie von oben aus erkennen zu können. Auch Lichtzeichen sind für Aviatiker überflüssig, da diese vorläufig nur bei Tage fliegen können. Dagegen dürften

sich besondere Karten mit Zeichnungen der charakteristischen Umrisse der wichtigeren Kirchen, Türme, Schlösser, Bergkuppen etc. als besonders brauchbares Hilfsmittel erweisen.

8. Eindecker contra Zweidecker, Wert der Geschwindigkeit.

Die Blériot-Flugzeuge der beiden Sieger sind vergrößerte und verstärkte Ausgaben des bekannten Typs XI (Traversée de la Manche). Der 50 PS Gnome-Motor rotiert in einem Schutzzylinder aus Blech; das Hinterrad ist durch eine Kufe ersetzt. Die Tragflächen haben eine sehr flache Wölbung, nur 14 qm Oberfläche.

Die Frage, ob der Eindecker dem Zweidecker für allgemeine militärische Zwecke überlegen ist, ist durch den Sieg der beiden Blériot-Flugzeuge nicht entgültig entschieden, da alle konkurrierenden Apparate ohne Passagier, also unkriegsmäßig, geflogen sind. Es ist nur von neuem bewiesen: Je schneller die Apparate sind, desto sicherer vermögen sie sich im Sturm zu halten.

9. Was die Teilnehmer gewonnen haben.

1. Leblanc gewann den Matinpreis von 100 000 Frs. und 32 000 Frs. für die einzelnen Etappenflüge,
2. Aubrun 13 000 Frs. (Etappenflüge),
3. Legagneux 25 000 Frs. (Etappenflüge bzw. Preise in den lokalen Wettbewerben,
4. Weymann 10 000 Frs. (Etappenflüge),
5. Lindpaintner 7500 Frs.,
6. Mamet 3000 Frs.
7. Brégi 1000 Frs.
8. Bielovucic —.

Die drei Erstgenannten erhielten außerdem die goldene Medaille des Touring-Club de France und der Luftflotten-Liga. Ihnen zu Ehren veranstalteten der Kriegsminister und der Stadtrat von Paris Festessen, bei denen die obersten Spitzen der Ministerien und des Seinedepartements vertreten waren, der Polizeipräfekt! sogar eine humorvolle Rede auf die Flieger hielt. Die Drei mußten ihre Namen ins Goldene Buch der Stadt Paris eintragen.

Wie sehr solche Ehrungen der Sache nützen, bedarf wohl keiner weiteren Ausführung.

II. Die Streifzüge der Offiziere.

Die französischen Militärpiloten hatten bis dahin hauptsächlich auf Flugplätzen geübt und nur ganz vereinzelte Überlandflüge bei günstigem Wetter ausgeführt, von denen speziell der Passagierflug des Leutnant Féquant von Mournon nach Vincennes berechtigtes Aufsehen erregte.

Diesmal war ihnen aufgegeben, im Anschluß an den Rundflug des »Matin« gleichfalls eine Reihe längerer Überlandflüge auszuführen. Es waren ihnen dabei bestimmte Zwischenlandungen vorgeschrieben, und sie hatten gewisse militärische Aufgaben unterwegs zu lösen. Bei der Ausführung dieses Programms war jedoch ihrem freien Ermessen ein weiter Spielraum gelassen.

An der Übung beteiligten sich die Leutnants Cerman, Féquant, Gronier, Bellanger, de Caumont, Acquaviva, Maillots, Rémy, Lethoux, Lucas als Führer, die Hauptleute Mary und Hugoni sowie Leutnant Vuillerme als Beobachtungsoffiziere. Die einzelnen Flüge von Stadt zu Stadt hier aufzuzählen, würde zu weit führen. Das Gesamtergebnis der Übung fiel jedenfalls über alles Erwarten glänzend aus. Es kamen zwar mancherlei Pannen vor, aber sämtliche Offiziere gingen mit einem fabelhaften Schneid und Selbstvertrauen an die ihnen gestellten Aufgaben heran, und man darf zweifellos im Ernstfall die größten Leistungen von ihnen erwarten.

Besondere Beachtung verdienen die Flüge mit Beobachtungsoffiziere an Bord, weil sie die einzig kriegsmäßigen sind. Leutnant Cerman hat mit seinem Observateur an sechs Flugtagen 820 km zurückgelegt

und außerdem sich eifrig an verschiedenen lokalen Wettbewerben beteiligt, also Leblanc in quantitativer wie qualitativer Beziehung bei weitem geschlagen.

10. Das aviatische Programm des Kriegs- und Marineministers.

Welch außerordentlichen Eindruck die Erfolge der Militärflieger bei den berufenen Autoritäten in Frankreich hervorgerufen hat, zeigt sich deutlich darin, daß sie nicht einmal das Ende der Übungen abwarteten, um mit einem großartigen umfassenden Programm vor die Öffentlichkeit zu treten. Hiernach soll unverzüglich eine selbständige Zentralstelle für die Aviatik in der Armee eingerichtet werden. Dieser unterstehen sechs Übungsplätze, auf denen mit größter Beschleunigung nach dem Schneeball-System große Mengen von Fliegern und Beobachtern ausgebildet werden sollen. Desgleichen soll ein Normaltyp für Militär-Aeroplane geschaffen werden mit einem Aktionsradius von 200 km und der Fähigkeit, außer einem Reservemotor mindestens drei Passagiere mit der dazu gehörigen Ausrüstung zu tragen. Auf Schnelligkeit im Montieren und Demontieren soll besonderes Gewicht gelegt werden.

Für die Durchführung dieses Programms sind für das Armeebudget 1911 vorläufig zwei Millionen Francs vorgesehen; von vornherein sind aber später weitere Nachforderungen vorbehalten. Gleichzeitig wird auch ein Fliegerkorps in der französischen Marine geschaffen. Mit der Ausbildung mehrerer Seeoffiziere ist bereits begonnen. Es ist wohl kaum zu hoch gegriffen, wenn man annimmt, daß es in Frankreich bis zum nächsten Frühjahr 50—100 geübte Militär-Piloten geben wird.

11. Die Offiziersübungen als Lehr- und Propagandamittel.

Wer in diesen Tagen in Frankreich weilte, wird nicht einen Moment daran zweifeln, daß der Nation kein Opfer zu hoch sein wird, um den gegenwärtigen Vorsprung in der Aviatik festzuhalten und womöglich noch zu erhöhen. Die Volkstimmung war in Frankreich bekanntlich von jeher der Flugtechnik besonders günstig; wenn aber die beiden Militärverwaltungen jetzt schon mit positiver Sicherheit auf die Bewilligung jedes für die Flugwaffe geforderten Kredits rechnen können, so haben sie diese glückliche Lage zum großen Teil auch ihrer geschickten Propaganda zu verdanken; von vornherein haben sie das große Publikum über alle Fortschritte der Militärflieger auf dem laufenden erhalten und gleichzeitig energisch betont, welche enormen Fortschritte sie davon für die Kriegsrüstung erhofften. Ich war selbst Zeuge davon, welch ungeheuren Jubel es hervorrief, als in Reims beinahe alltäglich die Militär-Aeroplane von Mourmelon aus herüberkamen, nur um den Zuschauern zu zeigen, daß sie sich vor den großen Meisterfliegern der Welt nicht zu verstecken brauchten. Die späteren einzelnen Reise Flüge der Offiziere dienten dann dazu, die Stimmung im Lande zu unterhalten. Ganz besonders geschickt war es aber, den Circuit de l'Est zu einer großartigen Demonstration des Könnens der Militärflieger zu benutzen.

Mindestens zwei bis drei Millionen Menschen haben auf diese Weise sich mit eigenen Augen davon überzeugt, daß die Kunst des Fliegens über das Versuchsstadium hinaus ist und eine hohe militärische Bedeutung erlangt hat. Wo immer ein Flugzeug ohne Nummer sich über einem Orte zeigte, stimmte die Menge nicht endenwollende »Vive la France«, »Vive l'Armée!« an. Und nun erst auf den Flugplätzen kannte die hellodernde Begeisterung keine Grenzen, wenn die Offiziere den Zuschauern zuliebe ein paar Runden absolvierten. In Amiens führten sie sogar stundenlang Flüge mit Passagieren aus, unter denen sich der frühere Kriegsminister, jetzige Kommandierende des II. Armeekorps, General Picquart, zahlreiche andere Offiziere, Senatoren, Industrielle, reiche Sportsleute, ja sogar Damen befanden.

Eine kluge Berechnung des Kriegsministers war es gleichfalls, dem ersten unter den Militärfliegern, Lieutenant Camerman, das Kreuz der Ehrenlegion durch den Präsidenten des Pariser Stadtrats während des Festmahls im Rathause anheften zu lassen. Deutlicher konnte es nicht ausgedrückt werden, daß die Militärbehörde in der ganzen Nation ihre Mitarbeiter bei der Förderung der Aviatik sieht. Gewiß liegen die Verhältnisse in Deutschland ganz anders, so daß eine direkte Nachahmung des französischen Beispiels bei uns ausgeschlossen ist. Dennoch verdient der hier zugrunde liegende Gedanke: die Aviatik populär zu machen, und ihr dadurch Förderung aus dem Volke heraus zu schaffen, unsere ernste Beachtung. Wir müssen um so mehr auf Erfolge in dieser Richtung sehen, weil infolge der allzu einseitigen Vorliebe für die Motorluftschiffe die Stimmung im Lande bei uns bekanntlich vielfach direkt gegen die Flugzeuge ist. Wir haben also einen viel weiteren Weg als die Franzosen zurückzulegen, um neben den vom Reichstag zu bewilligenden Summen auch noch weitere Millionen für die neue Waffe aus anderen Quellen zu erhalten.

12. Die militärische Verwendbarkeit der Flugzeuge.

Die wenigen taktischen Aufgaben, die die Offiziere während ihrer Flüge zu lösen hatten, beanspruchen als unbedeutende Vorstudien kein besonderes Interesse, mit Ausnahme derjenigen, wo die verdeckte Stellung einer 12 km vom Aufstiegsorte entfernten Batterie, wie es heißt, mit vollem Erfolg festgelegt wurde.

Überhaupt haben die Übungen der Offiziere, wie der Rundflug des »Matin« im rein militärischen Sinne nur dies eine, bereits vorher erwähnte Ergebnis gehabt, nämlich die Feststellung einer weit größeren Leistungsfähigkeit der Flieger und ihrer Maschinen, als man früher annahm. Daß man aus Aeroplanen trotz der großen Schnelligkeit des Fluges tadellose Beobachtungen anstellen und korrekter zu Papier bringen kann als im Sattel, war schon vorher bekannt. Immerhin ist es nicht gering zu veranschlagen, daß die große Rundflugübung zwei kommandierenden Generälen, Mannoury und Picquart, Gelegenheit gab, sich persönlich hiervon zu überzeugen. Dadurch ist in der wichtigen Frage: »Motorluftschiffe contra Flugzeuge« wieder ein bedeutsamer Schritt vorwärts getan. In Frankreich gibt es übrigens jetzt wohl nur noch sehr wenige, die nicht auf Seite der letzteren stehen, nachdem jetzt der schlagende Beweis erbracht ist, daß sie noch voll verwendbar bei Windstärken sind, die die Verwendung jedes Motorluftschiffs von vornherein ausschließen.

13. Folgerungen für Deutschland.

Der »Matin« hat seine großartige Idee selber herabgewürdigt, indem er sie zur Folie für eine zwecklose, herausfordernde Wiederbelebung des Revanchegedankens machte. Wir brauchen dem großen Sensationsblatte aber deswegen nicht allzusehr zu zürnen, im Gegenteil müssen wir ihm dankbar dafür sein, daß er ein von uns selber so lange vergebens gesuchtes Mittel gefunden hat, dem deutschen Volke die Bedeutung der Aviatik klarzumachen. Kein Zweifel, daß es mit ihrer bisherigen Unterschätzung bei uns vorbei ist. In der ganzen Welt hat in den letzten Tagen eine starke Bewegung eingesetzt, die Flugtechnik für militärische Zwecke nutzbar zu machen, und auch unsere Heeresverwaltung kann fortan sicher auf die Unterstützung der weitesten Kreise rechnen, wenn sie mit großen Forderungen hierfür hervortritt.

Die Teilnahme der Aeroplane an den französischen Manövern wird ein übriges tun, um der Nation zu zeigen, daß wir nicht länger mit der Einführung der Militäraviatik zögern dürfen. Wir stehen vor einem bedeutsamen, vielversprechenden Umschwunge der öffentlichen Meinung, und wenn erst das Geld dafür da ist, auch vor einem ertreulichen Aufblühen der nationalen Flugmaschinenindustrie.

14. Die deutschen Flugtechniker.

In erster Linie werden hiervon freilich diejenigen profitieren, die bereits flugfähige Fahrzeuge gebaut haben. Die äußeren Umstände drängen so sehr auf baldige Erfolge, daß die Militärverwaltung vermutlich für unfertige Konstruktionen kein besonderes Interesse an den Tag legen wird. Es kommt jetzt zunächst darauf an, daß möglichst viele Offiziere in kürzester Zeit auf vielen verschiedenen Systemen das Fliegen erlernen. Selbstverständlich wird man dazu nur die besten unter den bereits praktisch bewährten Typs auswählen, und wird deshalb auch aus dem Auslande Flugmaschinen beziehen müssen.

Das mag manchem unserer deutschen Konstrukteure und Piloten eine gewisse Enttäuschung sein, aber sie dürfen sich damit trösten, daß es sich nur um eine, hoffentlich kurze Übergangsperiode handelt. Das Ziel auch unserer leitenden Behörden kann natürlich nur die Selbständigmachung unserer nationalen Industrie vom Auslande sein, wenn auch der Weg dahin über einzelne Werkstätten der berühmten fremdländischen Konstrukteure führt. Der weitere Ausbau dessen, was wir von ihnen lernen können, ist eine Aufgabe, der sich kein Techniker zu schämen braucht. Das gleiche haben wir schon auf vielen anderen Gebieten mit glänzendem Erfolg getan, und auch diesmal wird er dem deutschen Fleiße und der deutschen Gründlichkeit nicht versagt bleiben, wenn erst die reicheren Mittel zur Verfügung stehen, zu denen uns der Circuit de l'Est, sehr wider den Willen des »Matin«, hoffentlich schon in aller kürzester Frist verhelfen wird.

Der Flug über die Alpen.

In der Zeit vom 18. bis 24. September soll der Überlandflug von Brieg in der Schweiz nach Mailand stattfinden (150 km Luftlinie). Der Flug geht über den Simplonpaß (2000 m hoch), folgt dann der Eisenbahn bis zum Lago Maggiore, der zwischen Pallanza und Stresa überflogen wird, und wieder bis Mailand der Eisenbahn.

Für diesen Überlandflug sind 100000 Lire ausgesetzt, von denen 70000 dem Sieger, 20000 dem Zweiten und 10000 dem Dritten zufallen.

Die nunmehr festgelegte Strecke lautet:

Start in Brieg (1000 m Höhe), Simplonpaß (2000 m), Domodossola (277 m), Stresa am Lago Maggiore (194 m), Varese (382 m), Mailand (122 m). Die 150 km Luftlinie verteilen sich auf die einzelnen Punkte der Strecke wie folgt:

Brieg—Saltinetal—Simplonpaß	7 km
Simplonpaß—Diveriatal—Varzo—Domodossola	33 »
Domodossola—Tocetal—Ornavasso—Stresa	34 »
Stresa—Lago Maggiore—Gavirate—Varese	24 »
Varese—Saronna—Mailand	52 »
	<hr/> 150 km

Der Alpenflug muß innerhalb 24 Stunden ausgeführt sein, wobei beliebige Zwischenlandungen gestattet sind. Der Start wird an drei Startplätzen erfolgen, um ev. mehreren Bewerbern einen unbehinderten Aufflug zu gewähren. Die für die Aufflugstellen in Brieg vorgesehenen Orte sind folgende: Oberbielen, Briegerberg, Linguru.

Nach Blériots Ansicht wird folgender Luftweg zur Erreichung des Simplonpasses der beste sein: Vom Start aus ist das Plateau des Brieger Berges in einer Höhe von 2100 m zu umkreisen. Sobald der Pilot an dem mitgeführten Barographen diese Höhe abliest, ist auf den Paß zuzusteuern, der durch die markanten Punkte des Hospizes, sowie die des Hotels Simplon leicht zu erkennen ist. Unterhalb des Hospizes befinden sich weite Lichtungen, die vollkommen eben und von keinen Wasserläufen durchzogen sind und sich daher für ev. notwendige Landungen sehr gut eignen. Nach Überwindung der Paßhöhe hat der Pilot beim Abwärtsfluge etwa 10 km dem offenen Tale zu folgen. Dann zieht sich die Simplonstraße längs einer Mauer hoher steiler Felsen hin. Wenn auch der Flieger aus einer Höhe von 2100 m abwärts fliegt, so ist diese Strecke nicht ungefährlich. Die Konkurrenten werden gut tun, die 8 km lange Felsenschlucht zu vermeiden und sich in einer gleichbleibenden Höhe von etwa 1700 m zu halten, wobei die weiten Wiesen- und Weidenplätze für Landungen im Auge zu behalten sind. Zwei Kilometer hinter Varzo ist das Tal wieder enger, dann aber ist der Weg bis Mailand leicht zu durchfliegen.

Für den Flug über den Simplon haben sich acht Teilnehmer gemeldet. Fünf der bewährtesten Piloten sollen jedoch nur zur Konkurrenz zugelassen werden. Unter den Teilnehmern befinden sich auch de Lesseps (Blériot), Chavez (Farman) und Aubrun (Blériot).

Sportliche Nachrichten.

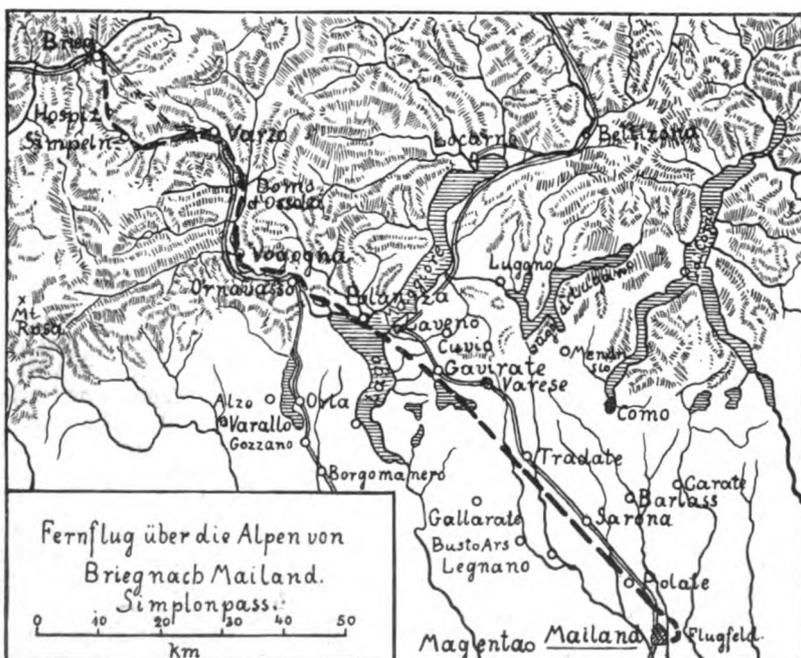
Die Sportkommission hat den Höhenrekord Moranes auf 2150 m offiziell festgesetzt. Somit ist der Höhenweltrekord von dem amerikanischen auf den französischen Blériotpiloten übergegangen, da Drexels Leistung in Lannark offiziell mit 2054 m gewertet worden war.

Der Flug über den Eriesee. Der amerikanische Aviatiker Glenn H. Curtiß, der am 31. August über den Eriesee nach Cedernpoint geflogen ist, ist am darauffolgenden Tage von dort über den See nach Cleveland zurückgefliegen. Er hat die 96 km lange Strecke in 2 Std. 47 Min. zurückgelegt und so den Preis von 14000 Dollar gewonnen.

Aeroplanflug mit fünf Passagieren. In Douai ist der Aviatiker Regy mit seinem Doppeldecker mit fünf Passagieren aufgestiegen. Der Aviatiker und die fünf Begleiter wogen zusammen 370 kg. Da außerdem noch 50 kg Benzin mitgenommen waren, so betrug die Gesamtlast 420 kg. Diese Leistung stellt einen neuen Weltrekord dar.

Kleine Mitteilungen.

Hainichen i. S. Das hiesige Technikum vollendete mit Schluß dieses Sommerssemesters das 10. Jahr seines Bestehens. Durch emsigen Fleiß und fortgesetztes Bestreben der Direktion, mit der Weiterentwicklung der Technik stets Schritt zu halten, ist es möglich geworden, der Anstalt einen Ruf zu verschaffen, der ihr aus allen Gegenden Deutschlands sowie aus außerdeutschen Ländern



Karte zum Flug über die Alpen.

zahlreiche Schüler zuführte, die nach fleißigem Studium als tüchtige Ingenieure, Techniker und Werkmeister entlassen wurden und gute Stellen in der Praxis fanden. — Die Hauptzweige des Studiums sind Maschinenbau und Elektrotechnik mit ihren Hilfswissenschaften. Die Lehrpläne berücksichtigen auch die Fortschritte auf dem modernen Gebiete der Luftschiffahrt und Flugtechnik. In den Lehrfabrikwerkstätten des Technikums werden Volontäre auf den technischen Beruf praktisch vorbereitet. — Ausführliche Programme versendet die Direktion kostenlos.

Die II. Internationale Ausstellung für Luftschiffahrt in Paris findet vom 15. Oktober bis 2. November im Grand Palais statt. Sie wird veranstaltet vom französischen Bund der Luftfahrzeugfabrikanten, dem der Aero Club de France und die Fédération Aéronautique Internationale zur Seite treten. Angemeldet sind bereits eine große Menge Fabrikanten. Zu gleicher Zeit wird die »Fédération Aéronautique Internationale« in Paris tagen. Bekanntlich sollte sie Ende August in Havre gelegentlich der letzten internationalen Flugwoche dieses Jahres stattfinden, für die 260 000 Fr. an Preisen ausgesetzt sind. Da aber speziell der Deutsche Luftschiffer-Verband den Wunsch hatte, die Tagung bis nach der internationalen Flugwoche, die am 7. und 8. Oktober in Dresden stattfinden wird, verschoben zu sehen, so ist der Aero-Klub de France diesem Wunsch nachgekommen. Zu gleicher Zeit mit der Tagung findet in Paris die zweite internationale Ausstellung für Luftschiffahrt statt.

Bücher-Besprechungen.

Aerodynamik. Ein Gesamtwerk über das Fliegen. Aus dem Englischen übersetzt von C. und A. Runge in Göttingen. I. Band. Mit Anhängen über die Geschwindigkeit und den Impuls von Schallwellen, über die Theorie des Segelfluges usw. Mit 162 Figuren im Text und 1 Tafel. Leipzig und Berlin. 1909. Druck und Verlag von B. G. Teubner.

Das originelle Werk des englischen Verfassers verdient vollstes Interesse bei allen, die sich mit der wissenschaftlichen Seite des Flugproblems beschäftigen; die deutsche Übersetzung, von der hier der erste Band vorliegt, ist daher mit Freuden zu begrüßen.

Das erste Kapitel führt in die Grundprinzipien der Flüssigkeitsdynamik ein. Nach der Newtonschen Methode wird eine Erklärung des Flüssigkeitswiderstandes gegeben, der sich danach, mit der Erfahrung übereinstimmend, proportional dem Quadrat der Geschwindigkeit ergibt. Diese Methode gibt aber nicht die wirklichen Vorgänge wieder, denn sie denkt sich die kontinuierliche Flüssigkeit ersetzt durch eine große Anzahl einzelner, materieller Teilchen, die sich gegenseitig nicht beeinflussen; sie ist daher, wie Lanchester auch betont, nur bedingt anwendbar. Weiter behandelt dann Lanchester die »Stromlinienbewegung«, d. h. die glatte Strömung um solche Körper, denen sich die Flüssigkeit ohne Wirbelbildung anschmiegt. Die wirklichen Vorgänge zeigen meist erhebliche Abweichungen von dieser glatten Strömung (Lanchester gibt als Beispiel die photographische Aufnahme der Strömung um eine Kugel). Das nächste Kapitel geht näher auf die Ursachen dieser Abweichungen ein, die einerseits in der inneren Reibung oder der Zähigkeit der Flüssigkeiten, andererseits in der Oberflächenreibung beruhen. In diesem Kapitel werden auch die Ergebnisse von Versuchen, wie sie von Froude, Dines, Allen u. a. angestellt sind, mitgeteilt, auch die Modellregeln, die sich auf Dimensionsbetrachtungen gründen, werden besprochen.

Das dritte Kapitel ist den mathematischen Grundlagen der Hydrodynamik gewidmet. Die Begriffe des Strömungspotentials, der Rotation, die hydrodynamischen Gleichungen werden erläutert, auch gibt Lanchester sehr hübsche Stromliniendarstellungen. Zum Schluß des Kapitels geht er auf die Theorie von Helmholtz ein, die durch Einführung von »Unstetigkeitsflächen« den wirklichen Vorgängen nahezukommen sucht.

Das folgende Kapitel behandelt die Bewegung in der Peripherie; damit bezeichnet Lanchester die Vorgänge in der Umgebung eines Flügels oder einer Tragfläche, also die, auf denen gerade die Hervorbringung der Tragkraft beruht. Für letztere wird auf Grund der Newtonschen Methode eine plausible Erklärung gegeben, die im folgenden noch weiter ergänzt und ausgebaut wird, ebenso weist Lanchester mit Hilfe der mathematischen Theorie die Erzeugung der Tragkraft nach, indem er die wirklich eintretende Strömung aus einer Zirkulation um den Querschnitt der Fläche und einer geradlinigen Strömung zusammensetzt.

Kapitel V und VI behandeln die zur Strömung senkrechte bzw. geneigte ebene Fläche. In diesen beiden Kapiteln werden die Ergebnisse der früheren mit Hilfe des Rundlaufs ausgeführten Widerstandsversuche von Dines, Langley und anderen erörtert, ebenso im Vergleich

damit die nach der Newtonschen Methode und die auf Grund der Helmholtzschen Theorie der Unstetigkeitsflächen abgeleiteten Resultate. Nach einem Kapitel über die Ökonomie des Fluges folgen dann theoretische Betrachtungen über den eigentlichen Aeroplan, indem die Bedingungen des kleinsten Widerstandes und der geringsten Leistung, der Einfluß der Oberflächenreibung usw. untersucht werden.

Das neunte Kapitel bringt in sehr interessanter Darstellung die Theorie des Schraubenpropellers. Mit Hilfe der Newtonschen Methode werden hier die Gleichungen für den Wirkungsgrad abgeleitet, die Bedingungen für das Maximum desselben aufgestellt und die konstruktiven Gesichtspunkte für den Bau von Luftpropellern behandelt.

Das letzte Kapitel enthält eine ausführliche Darstellung der bisherigen experimentellen Forschungen auf dem Gebiete der Aerodynamik, von denen die ältesten (Hutton, Vince) bereits über 100 Jahre zurückliegen. Sehr ausführlich werden die um 1890 ausgeführten Versuche von Dines und Langley behandelt, sowohl die Einrichtungen als auch die Ergebnisse. Zum Schluß des Kapitels schildert der Verfasser seine eigenen Versuche. Speziell zur Bestimmung der Oberflächenreibung benutzt er kleine, sehr zierlich aus Glimmer hergestellte Gleitfliegermodelle, die er mit Zusatzflächen versieht und nun die Vergrößerung des Widerstandes studiert, doch besitzen die so bestimmten Koeffizienten, mit neueren Versuchen (Frank) verglichen, zu große Werte. Den Schluß dieses ersten Bandes bildet ein Anhang, in dem einige Kapitel über Schallgeschwindigkeit, Impuls der Schallwellen, Theorie des Segelfluges usw., Aufnahme gefunden haben.

Vielleicht könnte in einigen kleinen Punkten (z. B. in Kapitel II) die Darstellung durch etwas größere Ausführlichkeit noch gewinnen; von dem ganzen Buch aber läßt sich sagen, daß der Leser aus ihm sehr viel wertvolle Anregung schöpfen wird, es sei deshalb jedem, der Interesse für den Stoff hat, warm empfohlen. G. Fuhrmann.

Patentschau.

Zusammengestellt von Ingenieur Julius Küster.

Patent-Anmeldungen.

Klasse 77 h.

Einspruch bis 17. Oktober 1910.

G. 30488. Vorrichtung zum Aufhängen von Luftschiffen in Hallen. Wilhelm Greding, München, Schönfeldstr. 17. 3. 12. 09.

Einspruch bis 21. Oktober 1910.

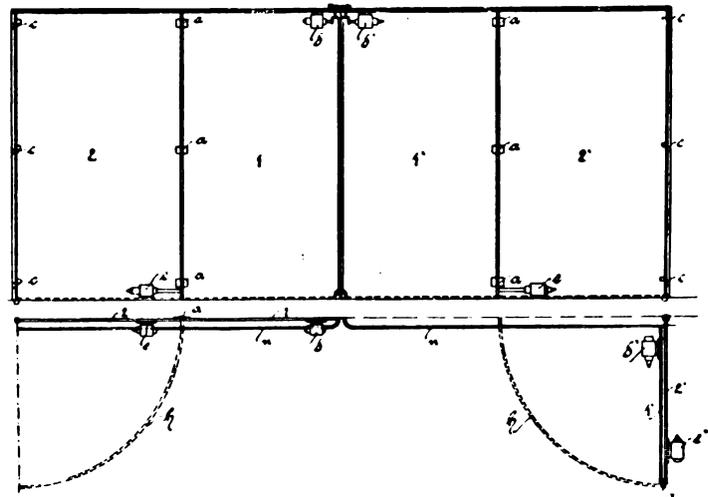
L. 25436. Vorrichtung zur Änderung der Höhenlage von starren Ballons. Dr. Paul Lehmann, Schöneberg, Meranerstr. 1. 17. 1. 08.

Einspruch bis 28. Oktober 1910.

St. 12668. Luftschiff mit verstellbarer Gondel und verstellbaren Schrauben. Gustav Staben, Schmargendorf, Cunostr. 108. 3. 12. 07.

Patent-Erteilungen.

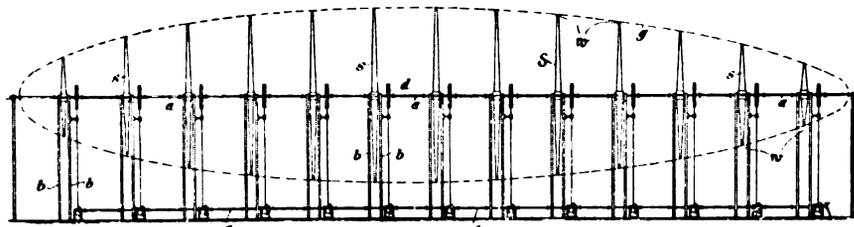
222 377. 37f. Mechanisch angetriebenes Hallentor mit gelenkig miteinander verbundenen Flügeln. Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg, A.G. — Die Erfindung bezieht sich auf Tore großer Abmessungen, wie sie für Luftschiffhallen



Zu Nr. 222 377.

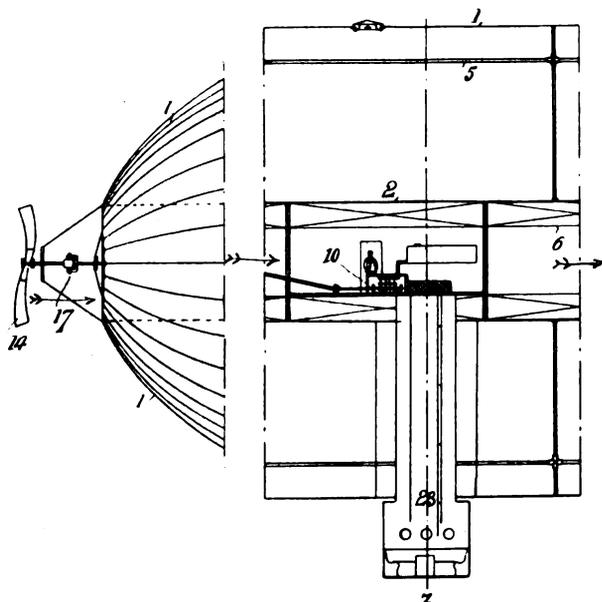
erforderlich sind, und zwar auf solche, die senkrecht unterteilt sind, und beim Öffnen zusammengeklappt werden, so daß sie geöffnet seitlich senkrecht zur Toröffnung stehen. Die vier Torflügel sind in c aufgehängt, in a gelenkig miteinander verbunden und werden durch die Motoren d

bzw. c bewegt. Der Motor c läßt ein Zahnrad mit senkrechter Drehenebene sich auf einer halbkreisförmigen Zahnstange b abrollen, während Motor d ein Zahnrad mit wagerechter Drehebene antreibt, das sich auf einer, parallel der am Boden angeordneten Führungsschiene n , oben längs der Torwand angebrachten Zahnstange abrollt. Die Schiene n und die obere Zahnstange sind durch einen Übergangsbogen auf die Tormitte zu geführt, um die Endstellung in geschlossenem Zustande zu erreichen. Beim Öffnen werden zuerst die Motoren c , dann d , beim Schließen erst d , dann c in Tätigkeit gesetzt.



Zu Nr. 223 442.

222 829. Luftschiff. A. R. Hubbard und A. Henry, London. — Die Erfindung bezieht sich auf die wiederholt vorgeschlagenen Luftschiffe, bei denen der Maschinenraum in den Tragkörper eingebaut ist. Wegen der damit verbundenen Gefahr werden erfindungsgemäß diese Räume als ein den Tragkörper durchdringender Kanal ausgebildet und dieser doppelwandig ausgebildet, sodaß bei der Vorwärtsbewegung der Kanal von einem Luftstrom bestrichen wird,



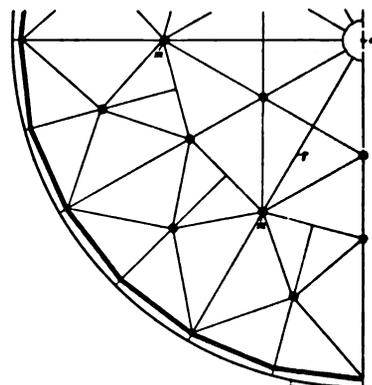
Zu Nr. 222 829.

der etwa noch durchtretende Gasmassen fortschafft. Die Metallhülle 1 wird von einem Rohrrahmengestell 5 gehalten; das Rohr 2 und in ihm das Rohr 6 erstrecken sich von vorn nach hinten und nehmen in sich den Motor 10 auf, der eine mit Hilfe entsprechender Gelenke 17 nach allen Seiten verstellbare Luftschraube 14 an der vorderen Spitze antreibt. Das Seitensteuer 20 ragt, um Achse 22 gelagert, mit einem Ende in den inneren Kanal hinein. Von dem Maschinenraum aus durchdringt den Tragkörper noch ein vertikaler Schacht nach dem Beobachtungsraum 23 hin.

211 783. Trier, Berlin. Mehrstöckiges Luftschiff. — Ober- und unterhalb eines starren Gasbehälters sind Maschinenräume angeordnet, von denen aus in gleicher Höhe Schaufelräder angetrieben werden. Zweck dieser Anordnung soll eine bessere Stabilisierung sein.

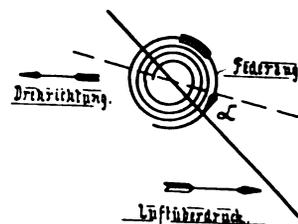
223 442. Montagegerüst für runde Baukörper, insbesondere Luftschiffgerippe. Karl Huber, Berlin. — Huber ist der Erfinder der Holzversteifungskonstruktion, die Prof. Schütte an dem Lanzschen Luftschiff verwendet und die — vergleiche den Artikel »Holzluftschiffe« in Nr. 11 dieser Zeitschrift — darin besteht, daß radial-hochkantig gestellte Holzstreifen wellenförmig aneinanderstoßend die Tragkörperschale bilden. Die beim Aufbau eines solchen Sperrwerkes sich bietenden Montageschwierigkeiten will Huber durch ein Montagegerüst nach der Erfindung überwinden; in erster Linie soll ihm dieses den Zusammenbau an einer Stelle (sei es am Boden oder an einer Seite) ermöglichen,

dann aber in sich leicht und bequem auseinandernehmbar sein und sich nach Fertigstellung des Tragkörpergestelles g aus diesem durch

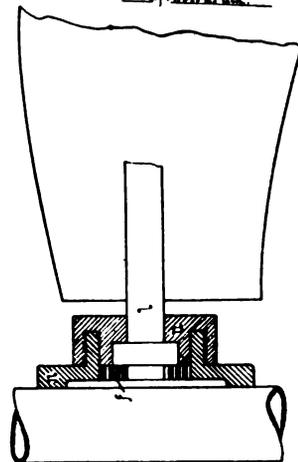


Zu Nr. 223 442.

seine Maschen rasch und ohne Gefährdung der dünnen Holzplatten entfernen lassen. Auf einer mit der Tragkörperachse koinzidierenden, zerlegbaren Welle a ist eine Anzahl ebenfalls zerlegbarer, aus Rohren r und Verbindungsstücke m aufgebauter Tragscheiben s angeordnet. Diese nehmen am Umfange einen Holzkranz w auf, der als Hilfsspannt die Grundlage der Montage bildet. Jede Tragscheibe ist von zwei Gerüststangen b gestützt und kann einzeln oder mit den andern zusammen von der Welle f aus in Drehung versetzt werden, um entsprechend dem Fortschritt die Arbeitsstelle vor den Montageort bringen zu können. Für die leichte Zerlegbarkeit sind Vorschläge gemacht, die aus den hier wiedergegebenen Skizzen erkenntlich sind. Schutz ist beansprucht auf: 1. die Dreh- und Zerlegbarkeit des Gerüstes überhaupt, 2. die Verwendung zerlegbarer Tragscheiben, 3. die Drehung mittels gekuppelter Winden und 4. den Aufbau der Tragscheiben.



222 659. Luftschraube mit dem Luftdruck entsprechend sich selbsttätig einstellenden Flügeln. Theodor Zeise, Altona. — Um zu erreichen, daß bei den verschiedenen Geschwindigkeiten von Luftfahrzeugen die Leistung des nach seiner normalen Tourenzahl laufenden Luftschraubenmotors möglichst konstant, also unbeeinflusst von dem Bewegungszustand der umgebenden Luft bleibt, wird nach vorliegender Erfindung die Steigung der Schraubenflügel selbsttätig eingestellt, und zwar dadurch, daß die Drehachse l des verstellbaren Flügels näher an dessen Vorderkante angeordnet und mit Hilfe der Überwurfmutter u von einer in der Nabe n eingeschlossenen Spiralfeder f gehalten wird. Kraft deren soll der Flügel im Ruhezustand eine Lage einnehmen, die einer die Höchstgeschwindigkeit des Fahrzeuges übersteigenden Geschwindigkeit entspricht. Bei der Rotation wird der Luftwiderstand des exzentrisch gelagerten Flügels diesen verdrehen bis die Spannung der Spiralfeder ein gleich großes Moment geschaffen hat.



Zu Nr. 222 659.



Zu Nr. 222 615.

222 615. Luftschiffanker. Maschinenbau-Anstalt Gaukönigshofen Ignaz und Vitus Weikersheimer, Gaukönigshofen. — Der Anker besteht aus einer starken Schraubenfeder a aus Stahldraht, deren unteres Ende in eine Schneide b ausläuft, während das obere Ende ein drehbares; von der Schelle c gehaltenes Auge d mit Ring e zum Einbinden des Ankertaues trägt. An Stelle des Auges kann eine Platte vorhanden sein, um den Anker am äußeren Boden der Gondel befestigen zu können, damit er gleichzeitig als Polster beim Landen dienen kann.



Zu Nr. 222 615.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. S. FINSTERWALDER DR.-ING. V. PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

DR. FRITZ HUTH E. JOSSE DR. N. JOUKOWSKY DR.-ING. H. REISSNER
VORSITZENDER DES VEREINS DEUTSCHER FLUGTECHNIKER PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

24. September 1910.

Heft 18.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die vierspaltige Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOETE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Geometrische Grundlagen der Seitennavigation für Luftfahrzeuge. Von Frhr. v. Bassus und Prof. Rudel. (Fortsetzung.) S. 233.
Vorläufige Mitteilungen über die Versuchsergebnisse mit der Prüfanlage für Luftschrauben. S. 237.
Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers. Von Mich. Gabriel, Oberingenieur. (Mit Tafel XV.) (Fortsetzung.) S. 238.

Neue Flugapparate. Von Ansbert Vorreiter. S. 239.
Transport von Flugmaschinen. S. 241.
Sportliche Nachrichten. S. 242.
Luftschiffahrt. S. 242.
Berichtigung. S. 243.
Patentschau. S. 243.

Geometrische Grundlagen der Seitennavigation für Luftfahrzeuge.

Von Frhr. v. Bassus und Prof. Rudel. (Fortsetzung.)

Die praktische Verwertung der Zielpunkteorte in der ausübenden Navigation erfordert, die Kreisscharen im Maßstab der benützten Kartenblätter auf Pauspapier als durchsichtige Tafeln zu zeichnen, für je einen der Werte von k (0, 0,1, 0,2 0,9, 1,0, 1,1 1,5) ein besonderes Blatt. Legt man die Tafel mit dem Ausgangspunkt A auf den Ort der Karte, von dem aus die Fahrt beginnt, so gibt irgendein Kreis der Tafel alle Orte der Karte an, die man nach der zu jenem Kreise gehörigen Stundenzahl t erreichen kann. Vorausgesetzt ist wie immer unveränderliche ER , LR , EG und LG . Der Flächeninhalt eines Kreises (für $k = 0$ bis $k = 1$) deckt einen Teil der Kartenfläche, den man den Fahrtbereich des LS für die gegebene Zeit t nennt; jeder Punkt dieser Fläche kann innerhalb dieser Zeit t befahren werden. Der Kreis für das Fahrtzeitmaximum schließt dann alle Orte aus, die das LS bei einer Fahrt nicht mehr zu erreichen vermag. Sein Halbmesser heißt Aktionsradius, seine Fläche Aktionsfeld des LS .

Liegt ein Ort B zwischen zwei Kreisen, so bestimmt man die Schnittpunkte S_1 und S_2 der Geraden AB mit diesen zwei Kreisen und berechnet das Verhältnis $\frac{BS_1}{S_1S_2} = q$. Der Kreis S liefert zur Bestimmung der FZ von A bis B die Zahl der ganzen Stunden n , das Verhältnis q den Bruchteil der folgenden Stunde, so daß die ganze FZ ist: $n + q$.

Für die Fälle $k < 1$ vermag das LS nach jeder Richtung hinaus vorwärts zu kommen, in jeder Richtung

Orte zu erreichen; es beherrscht den ganzen Horizont, volle 360° . Im Falle $k = 0$, erreicht es Orte in gleicher Entfernung von A nach gleichen FZ . Für $k > 0$ ist für Orte gleicher Entfernung von A die FZ verschieden lang. Zunächst soll noch $k < 1$ sein. In der LR ist die FZ bei gegebener Entfernung $AB = w$ die kleinste, entgegengesetzt LR am größten. Wächst der Winkel α (zwischen FR und LR) von 0° bis 180° , so nehmen die FZ für die Entfernung w zu. Auf jedem Kreise liegen zwei Punkte B' , die von A um den Halbmesser des betreffenden Kreises entfernt sind. Diese Orte B' werden von A aus in der gleichen FZ bei der herrschenden der Fig. 4 oder 6 zugrunde liegenden Windstärke erreicht, wie bei Windstille. Alle diese Punkte B' liegen auf den Schenkeln eines Winkels, dessen Halbierende die LR : $AA_1A_2 \dots$ ist. Alle Orte in der Fläche dieses Winkels $2\alpha'$ erreicht das LS in kürzerer FZ als bei Windstille; zur Erreichung von Orten außerhalb des Winkels $2\alpha'$ ist längere FZ als bei Windstille erforderlich. Zur Berechnung des Winkels α dient

$$\cos \alpha' = \frac{\frac{1}{2} w_l}{w_e} = \frac{v_l}{2v_e} = \frac{1}{2} k$$

$k = 0$	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$\alpha' = 90^\circ$	87,1°	84,3°	81,4°	78,5°	75,6°	72,5°	69,5°	66,4°	63,2°	60°

Die Schenkel dieser Grenzwinkel $2\alpha'$ zeichnet man in die durchsichtigen Tafeln der Kreisscharen ein. Die Fläche eines solchen Winkels $2\alpha'$ deckt auf der Karte alle jene Orte, zu denen die Fahrt durch den Wind gefördert wird; Fahrten zu Orten außerhalb der Winkelfläche hemmt und verzögert der Wind.

Wenn $k = 1$, d. h. LG und EG gleich sind, ist es dem LS nicht mehr möglich, von A aus in jeder Richtung vorwärts zu kommen. Die Tangente im Berühr-

punkt *A* aller Kreise bildet die Grenze für die *FR*, in denen noch ein Vorwärtskommen möglich ist. Das *LS* beherrscht nur noch den halben Horizont. Der Kreis für das Fahrtzeitmaximum enthält wie vorher für $k < 1$ alle Orte, die in einfacher Fahrt noch erreichbar sind. Alle Orte außerhalb dieses Kreises, auch jene zwischen der Tangente und diesem Kreis können nicht mehr erreicht werden. Bestimmt man wieder wie oben die Punkte *B'* auf den Kreisen, so entstehen gleichseitige Dreiecke, der α wird 60° . Bei der Fahrt zu einem Ort innerhalb des Winkels $2\alpha = 120^\circ$ fördert der Wind, die *FZ* ist kürzer als bei Windstille. Liegt dagegen der Ort in einem der beiden Winkel zwischen den Grenzschenkeln des Winkels 2α und der Tangente, so verzögert der Wind die Fahrt gegenüber einer Fahrt bei Windstille.

Wird $k > 1$, ist also $EG < LG$, so stellen die Tangenten von *A* aus, an die Kreisschar gezogen, die Grenzen der *FR* dar, die für das Vorwärtskommen des *LS* überhaupt gesteckt sind. Der vom *LS* beherrschte Winkel φ wird mit wachsendem k immer kleiner; ist *LG* das Doppelte von *EG* geworden ($v_l = 2 v_e$), so ist dieser Winkel φ bis auf 60° gesunken. (Siehe Seite 220.) Zu einem Quadranten wird dieser Winkel φ für $k = \sqrt{2} = 1,414\dots$ (Fig. 8). Für das Fahrtzeitmaximum ergibt sich eine

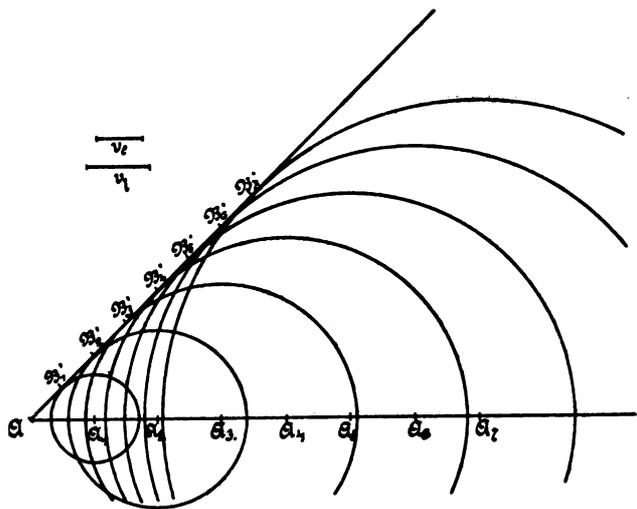


Fig. 8.

Fläche, die besteht aus dem Flächeninhalt des hiezu gehörigen Kreises und dem Flächenstück des Winkels φ zwischen Scheitel und Kreistangenten bis zum Kreise.

Die Fläche für die Orte, die erreichbar sind, ist also für $k > 1$ größer als für Werte von k zwischen 0 und 1. In bezug auf *FR* beherrscht jedoch das *LS* einen um so kleineren Winkel, je größer k wird. Auch für $k > 1$ liegen die Punkte *B'* wieder auf den 2 Schenkeln des Winkels 2α mit *LR* als Winkelhalbierender. Hier sind die 3 Fälle zu unterscheiden, daß φ kleiner als ein Rechter, gleich einem Rechten, größer als ein Rechter ist. Im ersten Fall ($\varphi < 90^\circ$) liegt ein solcher Punkt *B'* auf dem kleineren Kreisbogen zwischen den beiden Berührungspunkten von Kreis und Winkelschenkel, im zweiten Falle ($\varphi = 90^\circ$) ist *B'* der Berührungspunkt, im dritten Falle liegt *B'* auf dem größeren der zwei Kreisbogen eines solchen Kreises.

Für alle Punkte auf irgend einem kleineren Kreisbogen ist der Kreuzungswinkel β stumpf. Später wird gezeigt, warum stumpfe Kreuzungswinkel nicht angewandt werden dürfen. Die Punkte *B'* fallen damit weg

für $\varphi < 90^\circ$. Für die Punkte B_n des größeren Kreisbogens wird β spitz und AB_n ist größer als $B_n D_n$ oder sämtliche *FW* bei Wind für $\varphi < 90^\circ$ und auch zugleich $\beta < 90^\circ$ sind länger als bei Windstille in gleicher Zeit, der Wind fördert die Fahrt, die *FZ* für gleiche *FW* sind mit Wind kürzer als bei Windstille.

Ist $\varphi = 90^\circ$, so fallen die Punkte *B'* mit den Berührungspunkten zusammen. Es ist $AB_n = B_n D_n$. Liegt das Fahrtziel B_n auf einem Schenkel des Winkels φ , ist $\alpha = \frac{1}{2}\varphi$, so gelangt das *LS* mit dem Wind in der gleichen *FZ* dahin als bei Windstille. Damit aber $\varphi = 90^\circ$ wird, muß nach der Zahlenreihe für k und φ (Seite 220) k zwischen 1,4 und 1,5 liegen. Es muß, wie vorhin gezeigt wurde, $K = \sqrt{2} = 1,414$ werden. Ist $\alpha < 45^\circ$, so gehören zu Punkten B_n auf dem kleineren Kreisbogen im Quadranten stumpfe β und *FW*, die kleiner als $D_n B_n$ sind. Für stumpfe β wäre der Wind also hemmend für die Fahrt. Da aber mit stumpfen Winkeln β nicht navigiert wird, so kommen nur Punkte B_n auf den größeren Kreisbogen in Betracht, für die β spitz und $AB_n > D_n B_n$ ist. Der Wind fördert die Fahrt in diesem Falle. Wird endlich $\varphi > 90^\circ$, so fallen die Punkte *B'* nur in die größeren Kreisbogen. Ein solcher größerer Kreisbogen zerfällt durch die zwei in ihm liegenden Punkte *B'* in drei Stücke, das Stück zwischen den zwei Punkten *B'* und die zwei Stücke von *B'* bis zum nächsten Berührungspunkt. Liegt B_n im Mittelstück zwischen den zwei Punkten *B'*, so wird $AB_n > D_n B_n$. Für alle Orte innerhalb eines der Winkel $\alpha' = \angle D_n A B'$ beiderseits der Richtung des Windes AD_n fördert der Wind die Fahrt, für Orte innerhalb eines der beiden Winkel zwischen AB' und der zugehörigen Kreistangente hemmt der Wind die Fahrt.

Die zu den Werten von k zwischen 1 und 2 gehörigen Winkel φ und $2\alpha'$ seien hier zusammengestellt.

$k = 1,0$	1,1	1,2	1,3	1,4	$\sqrt{2}$	1,5	1,6	1,7	1,8	1,9	2,0
$\varphi = 180^\circ$	131°	113°	101°	91°	90°	84°	77°	72°	67°	63°	60°
$2\alpha' = 120^\circ$	113°	106°	99°	91°	90°	83°	74°	64°	52°	36°	0°

Wie eben gezeigt, kommen die Winkel $2\alpha'$ für Werte von $k > \sqrt{2}$, also die spitzen Winkel nicht in Betracht. Warum übrigens für $k = 2$ der Winkel $\alpha' = 0$ werden muß und warum für $k > 2$ kein Winkel α' mehr vorhanden sein kann, ist leicht zu ersehen. Für $k = 2$ und für $k > 2$ wird der Kreis um D_n mit dem Halbmesser $D_n B_n$ von dem Kreise um *A* mit demselben Halbmesser $D_n B_n$ von dem Kreise um *A* mit demselben Halbmesser $D_n B_n$ nicht mehr geschnitten.

Ort der Zielpunkte für Hin- und Rückfahrt (Doppelfahrt).

Wie bei den einfachen Zielfahrten sind auch hier *ER* und *EG* als unveränderlich vorausgesetzt. Das *LS* soll jedoch, nachdem es von *A* bis *B* gefahren, auch noch zu seinem Ausgangspunkte *A* wieder zurückkehren. Zunächst für den Fall der Windstille. Die Gesamt-*FZ* sei t , dann stehen für die Hinfahrt wie für die Rückfahrt je $\frac{1}{2} t$ Stunden zur Verfügung. (Aufenthaltszeiten des *LS* unterwegs oder am Ziel sind natürlich von der wirklich verbrauchten Gesamt-*FZ* abzuziehen.) Die Kreise als Zielpunktorte besitzen somit gegenüber jenen für einfache Fahrt nur je den halben Radius. Auch das Aktionsfeld, der Kreis für Fahrtzeitmaximum. Die sich ergebende Schar konzentrischer Kreise wird wieder auf eine besondere durchsichtige Tafel im Maßstab der benutzten Karten gezeichnet.

Verwickelter wird die Frage nach dem Zielpunktort für Doppelfahrt in gegebener Gesamt-*FZ* bei Wind.

In der *FR* senkrecht zur *LR* verhält sich die Hinfahrt und Rückfahrt ganz gleich wegen gleicher Verhältnisse in bezug auf *LT*. Die *FZ* zur Hinfahrt ist also gleich jener zur Rückfahrt, somit jedesmal die Hälfte der Gesamt-*FZ*. In Fig. 9 sind die *FW* einfache Zielfahrten

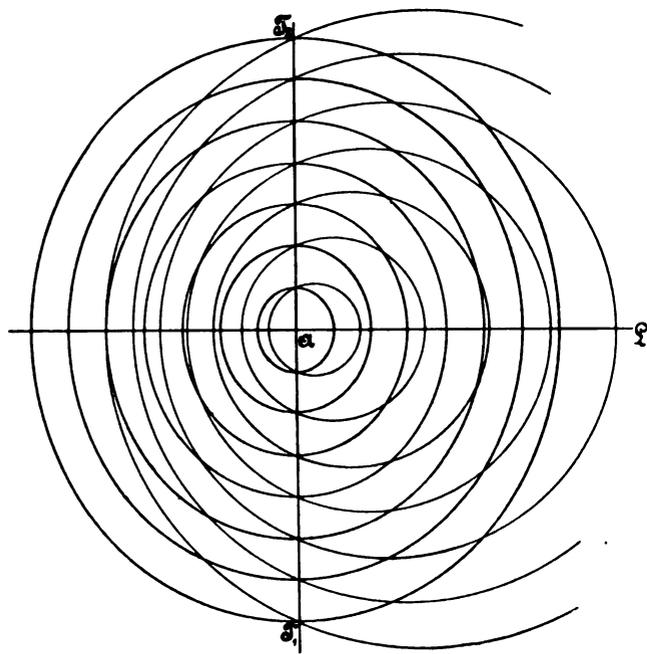


Fig. 9.

senkrecht zur *LR* für 1, 2, 3 Stunden auf der Geraden T_1AT_2 durch die Zielpunktsorte abgeschnitten. Die Hälften der Strecken von *A* aus bis zu den Kreisen sind die *FW* bei Wind. Für alle anderen Richtungen vollzieht sich die eine Fahrt der Doppelfahrt unter günstigen, die andere umgekehrte unter widrigen Windverhältnissen. Gleiche Gesamt-*FZ* beanspruchen zwei Doppelfahrten unter gleichen Winkeln zu AT_2 , links von AT_2 die Hinfahrt unter denselben Verhältnissen wie rechts von AT_2 die Rückfahrt und ebenso links von AT_2 die Rückfahrt wie rechts die Hinfahrt. Es gehören somit immer 4 von *A* ausgehende Richtungen zusammen, sie weisen die 4 gleichen *FW* in gleichen *FZ* auf und liegen symmetrisch zu *AL* und zu AT_2 . Es ist demnach *A* Mittelpunkt des Zielpunktsortes. Die Zielpunktsorte sind Ellipsen, deren große Achsen in T_1T_2 , deren kleine senkrecht hiezu in der *LR* liegen. Der Beweis hiefür wie auch für die folgende Herstellung wird im mathematischen Nachtrag geführt.

Die große Halbachse *AG* einer Ellipse ist als die Hälfte der Halbsehne von *A* aus vorhin bestimmt worden, $AG = \frac{1}{2}AS$. Um die kleine Halbachse *AK* zu erhalten, trägt man von *A* aus den Kreisdurchmesser in der *LR* auf als *AM* und errichtet zu *MS* in *S* eine Senkrechte; der Schnittpunkt dieser Senkrechten mit dem Kreisdurchmesser in der *LR* begrenzt die kleine Halbachse *AK*.

Wie zu ersehen, ist die Ellipse gegenüber dem Kreise sehr viel kleiner. In der Windrichtung ist der Unterschied des Fahrtbereiches für einfache Fahrt und Doppelfahrt am größten, entgegengesetzt derselben am kleinsten.

Zu den sämtlichen Stundenkreisen der durchsichtigen Tafel für einfache Fahrt und irgendeinen Wert von $k < 1$ zeichnet man die Ellipsen in je eine neue durchsichtige Tafel. Bezeichnet man die große Ellipsenachse mit *a*, die kleine mit *b*, den Radius des zugehörigen

Kreises mit *r*, so gehören zu den einzelnen Werten von *k* folgende Verhältniszahlen.

$k = 0$	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0
$\frac{a}{r} = 0,5$	0,49	0,48	0,47	0,46	0,43	0,40	0,36	0,30	0,22	0
$\frac{b}{r} = 0,5$	0,49	0,48	0,45	0,42	0,37	0,32	0,25	0,18	0,09	0

Von $k = 0$ bis $k = 0,3$, d. i. von Windstille bis zum Drittel der *EG* als *LG*, sind die Ellipsen ganz oder fast Kreise. Noch bei der halben *EG* als *LG* unterscheiden sich die Halbachsen um nur $\frac{1}{16}$ des Kreisradius. Rückt die *LG* nahe an *EG*, dann sinkt die Größe der Ellipsen fast bis zur Bedeutungslosigkeit herab. Auch hier drängt sich die Notwendigkeit möglicher Steigerung der *EG* von *LS* durch Verstärkung seiner Maschinenwirkung auf. Für $k \geq 1$ sind Doppelfahrten unmöglich. Die praktische Verwertung der Tafeln für Doppelfahrten ist dieselbe wie jene für einfache Zielfahrten.

Einfache Zielfahrten.

Die Fahrt eines *LS* heißt einfache Zielfahrt, wenn sie von einem Ausgangsorte *A* zielbewußt zum Endpunkte *B* auf kürzestem Wege, in der Geraden *AB* erfolgt. Wird sie von *B* aus zu einem weiteren *C* fortgesetzt, so geschieht dies wieder in der Geraden *BC*, weiterhin von *C* nach *D* in der Geraden *CD*; der Gesamtweg ist dann die gebrochene Linie *ABCD*. Es ist also für jedes besondere Stück der Fahrt stets *FR* wie *ER* und *LR* unveränderlich vorausgesetzt.

Ist $EG = v_1$, $LG = v_2$, so befindet sich das *LS* *t* Stunden nach seiner Abfahrt von *A* in einem Punkte des Kreises, dessen Mittelpunkt von *A* in der *LR* um v_1t entfernt und dessen Halbmesser v_2t ist. Zu dem Kreisumfang ist *ER* senkrecht, oder die Längsachse des *LS* fällt in einen Kreisradius.

Der Fahrtweg des *LS* sei *AB*. Um die einzelnen Stellen in *AB* zu finden, bei denen sich das *LS* nach Ablauf der einzelnen Stunden befindet, trägt man in die Gerade *AD* (die Richtung der *LT*) die Länge v_1 als $AD_1 = D_1D_2 = D_2D_3 \dots$ wiederholt ein; um diese Punkte $D_1, D_2, D_3 \dots$ beschreibt man mit den Längen $v_2, 2v_2, 3v_2, \dots$ als Halbmesser Kreisbogen zur Gewinnung der Schnittpunkte B_1, B_2, B_3, \dots dieser Kreisbogen mit der Geraden *AB*. In diesen Punkten B_1, B_2, B_3, \dots befindet sich das *LS* nach 1, 2, 3 Stunden. Dabei stellt $D_1B_1, D_2B_2, D_3B_3, \dots$ die *ER* des *LS* während der Fahrt vor. Die Geraden $D_1B_1, D_2B_2, D_3B_3, \dots$ sind parallel, die Längen $AB_1, B_1B_2, B_2B_3, \dots$ sind ein-

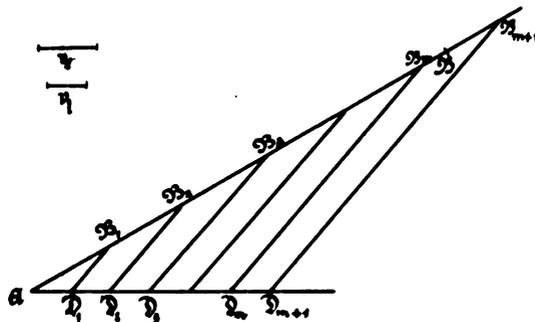


Fig. 10.

ander gleich; sie stellen die Wege des *LS* während der einzelnen Stunden innerhalb des *FW* ($= AB$) dar als die *FG* ($= v_2$). Hat man durch zwei sich folgende Parallelen die Länge $B_m B_{m+1}$ bestimmt, so sind weitere Parallelen unnötig. Man trägt nun $B_m B_{m+1}$ von *A* aus fortgesetzt in *AB* ein. (Fig. 10).

Die einander gleichen Winkel $D_1B_1A, D_2B_2A, D_3B_3A \dots$ sind die Winkel der ER mit der FR , sie bestimmen den zu steuernden Kurs (ER des LS) oder den Kreuzungswinkel β . Der andere Winkel dieser ähnlichen Dreiecke $D_1AB_1, D_2AB_2, D_3AB_3 \dots$ bei A ist der Winkel α zwischen FR und LR (Fig. 10.)

Die Arbeit wird etwas vereinfacht, wenn man auf AD n mal v_l einträgt und nur einmal um D_n mit nv_e als Radius den Kreisbogen zum Aufsuchen von B_n auf AB oder der Verlängerung von AB über B hinaus zieht. Zu D_nB_n zeichnet man dann die Parallelen durch $D_1, D_2, D_3 \dots$, um die Schnittpunkte $B_1, B_2, B_3 \dots$ mit AB zu erhalten. Hierbei werden zwei Schnittpunkte B_m, B_{m+1} beiderseits B entstehen; nur ausnahmsweise wird ein Punkt B_p auf B fallen. Im letzteren Falle erreicht das LS den Endpunkt B nach p Stunden, im ersteren Falle braucht es m Stunden und darüber hinaus noch einen Bruchteil der folgenden Stunde. Mißt man B_mB und B_mB_{m+1} in gleichen Längeneinheiten $B_mB_{m+1} = v_l$ und $B_mB = w_m$, so ist dieser letzte Stundenbruchteil $t_m = \frac{w_m}{v_l}$ und die ganze FZ demnach $m + t_m$ Stunden.

Wenn α ein stumpfer Winkel ist, so schneidet der Kreisbogen um D_n mit nv_e als Halbmesser den Halbstrahl von A über B nur, wenn $D_nB_n = nv_e$ größer ist als $D_nA = nv_l$, wenn also $v_e > v_l$ oder $k < 1$ (Fig. 11).

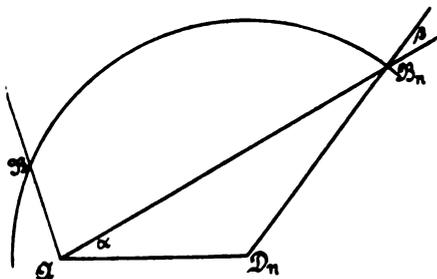


Fig. 11.

Ist also EG kleiner als LG und treibt die LT unter einem stumpfen Winkel zu AB ab, so kommt das LS nicht mehr vorwärts; die Fahrt ist unter diesen Umständen unmöglich. Auch wenn die LT senkrecht zu AB abtreibt, wenn also $\alpha = 90^\circ$ ist, kommt das LS in AB nur vorwärts, falls $v_e > v_l$ ist oder $k < 1$. Es bleibt ja in A selbst dann liegen, wenn es unter dem Kreuzungswinkel $\beta = 90^\circ$ entgegengesetzt der LT mit $v_e = v_l$ arbeitet.

Ist α ein spitzer Winkel, so schneidet der Kreisbogen um D_n mit nv_e als Halbmesser den Halbstrahl von A über B dann sicher, wenn $k < 1$ (Fig. 11). Er schneidet oder berührt AB auch noch dann, wenn $v_e > v_l \sin \alpha$, z. B. für $\alpha = 30^\circ$, so lange $k < \frac{1}{2}$ ist. Im Falle des Berührens wird $\beta = 90^\circ$, das LS steuert senkrecht zu AB und wird dabei durch die LT ständig nach AB abgetrieben; während es im FW (AB) sich von A nach B bewegt, ist seine Längsachse stets senkrecht zu AB gerichtet.

Wenn $\alpha = 60^\circ$ ist und $v_e = v_l$, so ist auch $\beta = 60^\circ$. In diesem Falle legt das LS den Weg AB unter dem Einfluß der LT in derselben Zeit zurück, als bei Windstille.

Ist α ein spitzer Winkel und $k < 1$, so kann die FZ bei Wind je nach der Größe von α ebenso lang oder kürzer oder länger als bei Windstille sein. Im Falle gleicher FZ für Wind und für Windstille ist der Winkel α von bestimmter Größe, der sich leicht zeichnen und berechnen läßt. Es sei AB der Weg des LS in n Stunden bei Windstille, AT jener der LT in n Stunden, so daß $k = \frac{AT}{AB}$ ist (Fig. 12). Beschreibt man um B mit AB , um A mit AT Kreisbogen und sucht deren Schnitt-

punkt S , so ist Winkel BAS der $< \alpha'$, bei dem das LS in gleicher Zeit bei Wind vom Verhältnis k und bei Windstille von A nach B gelangt. Ist dagegen $\alpha < \alpha'$, so ist FZ für Wind kleiner als bei Windstille, ist $\alpha > \alpha'$, dagegen größer als bei Windstille. LT mit $\alpha > \alpha'$ hindert und hemmt demnach die Fahrt, LT mit $\alpha < \alpha'$ fördert dagegen die Fahrt von A nach B . Rechnerisch ergibt sich $\cos \alpha' = \frac{\frac{1}{2} w_l}{w_f} = \frac{\frac{1}{2} w_l}{w_e} = \frac{1}{2} \cdot \frac{v_l t}{v_e t} = \frac{1}{2} \cdot \frac{v_l}{v_e} = \frac{1}{2} k$; dieses Ergebnis ist identisch mit dem schon früher auf Seite 233 erhaltenen.

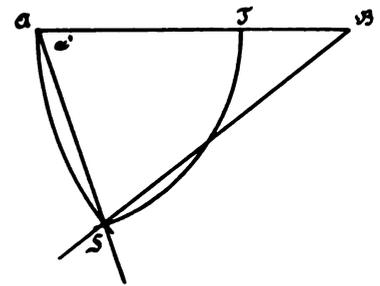


Fig. 12.

Wenn α ein stumpfer Winkel, so ist FZ bei Wind stets länger als bei Windstille.

Würde man zu dieser Zielfahrt AB unter gleichbleibendem Verhältnis die Rückfahrt BA ebenfalls als einfache Zielfahrt zeichnen, so würde statt des Winkels α zwischen LR und FR der Winkel $180^\circ - \alpha$ eintreten. Es würde also Winkel DBA der Nebenwinkel zu dem Winkel DAB des vorigen Falles sein. Dagegen würde Winkel BB_nD_n derselbe sein wie im vorigen Falle, Hin- und Rückfahrt vollzieht sich unter demselben Kreuzungswinkel β , nur liegt β das eine Mal steuerbords, das andere Mal backbords (Fig. 13).

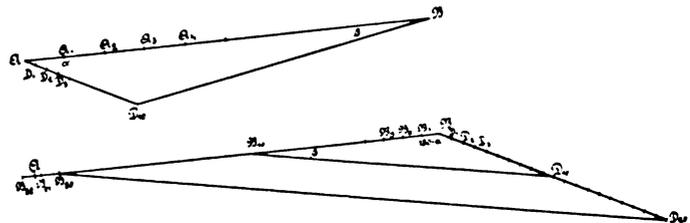


Fig. 13.

Vor Beginn der Fahrt hat man den Kreuzungswinkel β aus α, v_e, v_l zu bestimmen, nach der Abfahrt sofort das LS auf diesen Winkel β einzustellen und während der Fahrt diesen Kurs β ständig einzuhalten, wobei das Steuer mittschiffs bleibt. Sind während der Fahrt LR, ER, LG und EG unveränderlich, so bewegt sich auch das LS längs der Strecke AB mit unveränderlicher FG von A bis B .

So lange die EG größer ist als die LG ($k < 1$), so lange ist auch $nv_e > nv_l$ oder $D_nB_n > D_nA$ und so lange schneidet der Kreisbogen um D_n als Mittelpunkt mit $D_nB_n = nv_e$ als Halbmesser den von A ausgehenden Halbstrahl AB in nur einem einzigen Punkte. Es gibt nur ein einziges $\triangle AD_nB_n$ und $\angle AB_nD_n = \beta$ ist eindeutig bestimmt. (Siehe Fig. 11.)

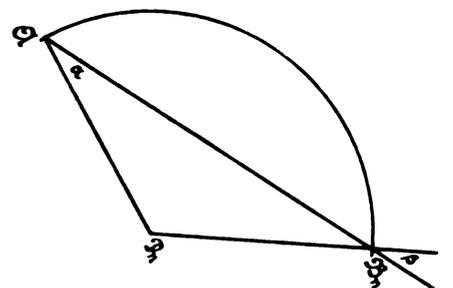


Fig. 14.

Wird $v_e = v_l$, also $k = 1$, so gehen alle Kreisbogen durch A als ihren gemeinsamen Punkt, es wird $\alpha = \beta$.

Damit dies möglich sei, muß α kleiner als ein rechter Winkel sein. Für Winkel α zwischen 90° und 60° hindert der Wind die Fahrt, für α unter 60° fördert er sie (Fig. 14).

Wenn α spitz und $k > 1$, d. h. $EG < LG$, dann schneidet der Kreisbogen um D_n mit $D_n B_n$ als Halbmesser den $FW(AB)$ in zwei Punkten S_1 und S_2 (Fig. 15). Die Lösung wird diesmal zweideutig. Man kann auf zwei Arten von A nach B gelangen. Für den Schnittpunkt S_1 ist β stumpf, für S_2 dagegen spitz. Während das LS unter dem stumpfen Kreuzungswinkel den FW von A bis S_1 zurücklegt, gelangt es unter dem spitzen Kreuzungswinkel dagegen von A bis S_2 . Es wäre daher töricht, den stumpfen Winkel β zu wählen. Die Regel lautet: Der Kreuzungswinkel wird unter allen Umständen als ein spitzer Winkel bestimmt, oder kürzer: Der Kreuzungswinkel darf nie stumpf sein.

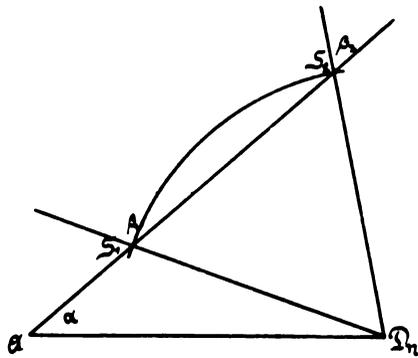


Fig. 15.

(Fortsetzung folgt.)

Vorläufige Mitteilungen über die Versuchsergebnisse mit der Prüfanlage für Luftschrauben.

(Siehe Heft 1 bis 4.)

Die Prüfungen mit der im Auftrage der I. Intern. Luftschiffahrt-Ausstellung gebauten Versuchseinrichtung sind nunmehr abgeschlossen; die genauen Ergebnisse werden in einem der nächsten Hefte einer eingehenden Würdigung unterzogen, hier sollen nur kurz die Resultate im Vergleich mit den Einsendungen besprochen werden.

Ich darf wohl noch kurz erwähnen, daß das lange Hinausschieben der endgültigen Versuche einmal durch die späte Fertigstellung des Wagens, dann durch die große Reparatur infolge eines schweren Unglücksfalles im vorigen Oktober, und endlich dadurch bedingt war, daß das einwandfreie Zusammenarbeiten der vielen Instrumente und nicht zum wenigsten auch des Bedienungspersonals erst nach längeren Erprobungen sich einstellte. So konnten denn erst im Januar 1910, nachdem durch Vermittlung der städtischen Behörden die Festhallen-G. m. b. H. Frankfurt a. M. die große Bierhalle zur Verfügung gestellt hatte, die Standversuche für den vom Kgl. Preuß. Kriegsministerium ausgeschriebenen Luftschrauben-Wettbewerb für deutsche Teilnehmer vorgenommen werden.

Für dieses Preisausschreiben hatte die Heeresverwaltung folgende Bedingungen aufgestellt.

1. Zugelassen werden nur Marschpropeller mit konstanter Steigung.
2. Die Prüfung findet auf ruhendem Versuchsstande statt; gemessen wird dabei die Zugkraft, Arbeitsbedarf und Tourenzahl der Schraube.
3. Die zu prüfenden Schrauben werden in 2 Gruppen eingeteilt. Von der ersten Gruppe (Motorballons) wird verlangt auf ruhendem Versuchsstand eine Zugkraft von 300 kg; der Durchmesser darf 5 m nicht überschreiten.

Von der zweiten Gruppe wird eine Zugkraft von 150 kg verlangt, der Durchmesser darf 3 m nicht überschreiten.

4. Diejenigen Schrauben scheidet aus der Konkurrenz, bei denen das Produkt $\frac{s \cdot n}{60} < 15$ m wird, deren Zug-

kraft also bei einer Marschgeschwindigkeit von 15 m verschwindet und die somit für die in der Praxis notwendigen Marschgeschwindigkeiten keine brauchbaren Zugkräfte zu erzeugen mehr in der Lage sind. Dabei bedeutet s die Steigung und n die Tourenzahl bei der geforderten Zugkraft.

5. Jede Gruppe verfügt über einen Preis von 3000 M., der geteilt werden kann.
6. Für jede Schraube ist die Steigung und die größte Tourenzahl anzugeben, für welche sie entworfen ist.
7. Die Preisbewertung der Schraube erfolgt nach der Formel:

$$N^2 \cdot r \cdot G = \text{Minimum,}$$

wobei N^2 = Anzahl der eingeleiteten PS
 r = den größten Radius
 G = Gesamtgewicht der Schraube.

Im ganzen lagen 48 angemeldete Propeller für die Prüfung vor; durch 8 weitere als Ersatz für zerbrochene nachgelieferte Schrauben erreichte die Zahl der überhaupt im Rahmen der Wettbewerbe geprüften Propeller 56. Zwei ausländische Bewerber schieden für diesen nationalen Bewerb ohne weiteres aus, drei Schrauben mußten zurückgewiesen werden, weil sie infolge ihrer Konstruktion bzw. ihres Gewichts an der Vorrichtung nicht geprüft werden konnten; eine große Zahl Propeller vermochte die geforderte Festigkeitsprobe im Schleuderkasten nicht zu überstehen oder zerbrach bei den Versuchen selbst, ehe genügende Aufschreibungen gemacht werden konnten, und endlich beschränkte die Forderung 1 die Zahl der zugelassenen Schrauben noch erheblich, so daß für den engeren Wettbewerb nur 9 Schrauben in Frage kamen. Diese verteilten sich: auf Gruppe I zwei Stück mit je 5 m Durchmesser, auf Gruppe II sieben Stück mit verschiedenen Durchmessern. Von diesen ergaben folgende fünf die in die Tabelle eingetragenen Werte, nach welcher die Preisverteilung erfolgte.¹⁾

Nr.	Name	Radius r m	Zugkraft P kg	Pferdestärken N_i	Gewicht G kg	Bewertungsziffer	Preise
1	Reißner	1,05	150	39,3	6,55	10620	I. Gruppe 1
2	Groß	1,13	›	38,5	12,5	20900	II. › 1
3	Ruthenberg	1,5	›	34,2	30,0	105300	—
4	›	2,5	300	56	34	533000	I. Gruppe 2
5	Rettig	2,5	›	54,6	99,9	1475000	II. › 2

Für das von der I. Intern. Luftschiffahrts-Ausstellung erlassene Preisausschreiben waren nach den Angaben des Herrn Prof. Prandtl-Göttingen drei Aufgaben mit je zwei Preisen gestellt; und zwar sollten die besten erzielten Werte in folgenden drei Güteziffern prämiert werden:

$$1. \text{ Wirkungsgrad } \eta = \frac{P \cdot v}{M \cdot \omega}$$

$$2. \text{ Gütegrad der Raumausnutzung } \zeta = \eta \cdot \left(\frac{1}{2} + \sqrt{\frac{1}{4} + \frac{\varphi}{2}} \right)$$

$$\text{wobei: } \varphi = \frac{P \cdot g}{\gamma \cdot \pi \cdot r^2 \cdot v^2}$$

$$3. \text{ Maßzahl für Eignung als Schnellläufer } \vartheta = \frac{P^2}{M^2 \cdot \omega} \cdot \sqrt{\frac{P \cdot g}{\gamma}}$$

Hierbei bedeutet P den Propellerschub, M das zugeführte Drehmoment, r den Halbmesser des Schraubenkreises, v die Geschwindigkeit des Luftschraubenpunktes relativ zur eingehenden Luft, ω die Winkelgeschwindigkeit, γ das Raumgewicht der Luft, g die Schwerebeschleunigung. Die für die einzelnen Versuchszustände errechneten Güteziffern sollten

als Ordinaten zu der Größe $\lambda = \frac{v}{r \cdot \omega}$ als Abszisse aufgetragen und durch Kurven ausgeglichen werden. Maßgebend für die Preisverteilung sollte das Kurvenmaximum oder, falls dieses bei den Versuchen nicht erreicht werde, der höchste gemessene Punkt sein. Auf die Formeln, Versuchsergebnisse und Kurven wird später eingegangen.

¹⁾ Albert Groß, Maschinentechniker, Bad Ems; Dr.-Ing. H. Reißner, Prof. der Techn. Hochschule Aachen; W. Rettig, Oberbaur a. D., Berlin; H. Ruthenberg, Fabrikant, Berlin-Weißensee; Th. Zeise, Fabrikant, Altona-Ottensen.

Als ungeeignet zur Prüfung an der Einrichtung mußten von den 56 Propellern 4 zurückgewiesen werden, 3 Schrauben wurden vor Beginn der Fahrversuche zurückgezogen, bei den Schleuderproben und Standversuchen wurden 7 Luftschrauben zerstört, und aus der Reihe der übrigen Propeller erreichten folgende in den einzelnen Gruppen die höchsten Werte:

Name	Flugzahl u. Rad.	r	m	Schub P kg	Drehmoment M kg	v	ω	η	ζ	ϑ	Preise
Gruppe 1. Wirkungsgrad η											
Reißner	2 fl.	1,5		45,2	23,28	13,14	30,9	0,826	—	—	1.
Rettig	4 »	2,5		167	152	16,27	23,2	0,770	—	—	2.
Gruppe 2. Gütezahl der Raumaussnutzung ζ											
Reißner	2 fl.	1,5		45,2	23,28	13,14	30,9	—	0,936	—	1.
Rettig	4 »	2,5		101,8	84,8	9,7	15,3	—	0,908	—	2.
Gruppe 3. Maßzahl für die Eignung als Schnellläufer ¹⁾											
Zeise	2 fl.	1,02		113,7	27,5	15,58	115,2	—	—	4,7	1.
Zeise	» »	1,05		77,6	21,9	8,98	72,5	—	—	4,4	2.

Béjeuhr.

Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers.

Von Mich. Gabriel, Oberingenieur der Albatroswerke, Berlin-Johannisthal. (Mit Tafel XV.)

(Fortsetzung aus Heft 16.)

Tafel XV (Zchg. Nr. 206) zeigt die Ausbildung der vorderen Bootsspitze, den sog. »Steven«, sowie die zwei vordersten Spantkurven. Mit dem Steven verleimt und verschraubt ist das Befestigungsholz für die Spornstütze. Steven und Befestigungsholz sind aus Esche. Längs des im Steven sichtbaren seitlichen Absatzes beginnt die Bootsverplankung, welche aus sog. »roten Zedernholz«, dem bekannten Zigarrenkistenholz besteht. Die wagerechten Ausnehmungen im Befestigungsholz dienen zur Aufnahme der Mittelleiste und der Zwischenleisten des Bootes. Der Steven besteht nicht etwa, wie man meinen könnte, aus gebogenem Holz. Ein derartig kurzes und dickes Stück zu biegen, bliebe auch bei Verwendung von Dampf eine mißliche Sache. Der Steven ist vielmehr aus dem Vollen geschnitten; um aber doch kein kurzfasriges Holz zu haben, wird ein Stück ausgesucht, dessen Fasern annähernd der Krümmung des Stevens entsprechend verlaufen. Ein solches Stück bleibt sicher in der Krümmung stehen und ist sehr fest. Es wird gewöhnlich dem unteren, stärker werdenden Ende des Stammes entnommen. Die Schrauben, Pos. 5, 6, 7, sind durch Sicherungsbleche am Herausfallen gehindert.

Die Zeichnung Nr. 210 stellt den Kiel des Antoinette-Rumpfes dar. Derselbe besteht im Boot aus zwei eschenen Kieleisten, die mit dem aus einem Stück Spruce von ca. 7,5 m Länge bestehenden Kiel des Schwanzes durch Verleimen mit Tischlerleim und Verschrauben in der aus Tafel XII (Zchg. 204) ersichtlichen Weise verbunden sind. Das Leimen mit Kalk und Käse, wie es im Bootsbau üblich ist, hat sich, weil nicht genügend fest, nicht bewährt. Das Ausfindigmachen von nahezu acht Meter langen, astfreien Sprucebohlen ist äußerst schwierig. Interessant sind die besonders im Schwanzkiel stark wechselnden Querschnitte, welche auch wieder eine Folge des Bestrebens sind, die Knotenpunkte ebenso stark zu machen, wie die normalen Querschnitte der Stäbe. Die äußeren unteren Abschrägungen sowohl der Kieleisten

¹⁾ Die Reißner-Schrauben sind nur zu den Wettbewerberformeln 1 und 2 angemeldet.

als auch des Schwanzkies haben den Zweck, die Verplankung bzw. den Stoff glatt aufliegen zu lassen, so daß die Seitenwände des Rumpfes sich als gleichförmige, stetige Flächen darstellen.

Zchg. 226 zeigt die Bordleisten, in der Bootsbauerei auch »Gondelleisten« genannt, und

Zchg. 212 deren vorderes Ende in vergrößertem Maßstab.

Alle wichtigen Querschnitte sind besonders herausgezeichnet und lassen die verschiedene Stärke desselben erkennen. Die Bordleisten bestehen im vorderen Teile des Bootes aus Esche, weiter hinten aus Spruce. Die beiden Teile der Leisten sind in der Nähe des Querschnittes: $i-k$ schräg gestochen, verdübelt und verleimt. Die Bordleisten des Schwanzes sind durch Abfasungen zwischen den einzelnen Knotenpunkten wieder erleichtert. An der Bootsspitze sind sie nach innen und unten gekrümmt. Diese Form erhalten sie durch Biegen im Dampf. Dies erfolgt in einfacher Weise derart, daß aus einem kleinen Kochkessel mit gut schließendem Deckel, der über ein Feuer gestellt wird, durch ein Rohr Dampf in einen länglichen, schmalen Kasten geleitet wird; das andere Ende des Kastens wird durch Hobelspäne verstopft, nachdem die zu biegenden Hölzer eingebracht sind. Nach etwa halbstündigem Dämpfen werden die Leisten mehrere Tage mittels Leimzwingen usw. über Holzschablonen gespannt, welche die verlangte Krümmung besitzen.

Die auf diese Art behandelten Bordleisten werden nun auf dem »Bootgerüst« (Heft 16, S. 208, Fig. 1) in ihrer zukünftigen Lage befestigt. Dieses Gerüst besteht aus einer auf Füße gestellten festen Grundplatte, welche der oberen Begrenzungsfläche des Bootes genau entspricht, und aus verschiedenen, aus derselben hervorragenden Stützen, in deren Ausschnitte der Kiel gelegt wird. Das Boot wird zunächst auf diesem Gerüst, Kiel nach oben, aufgebaut. Sind die Bordleisten auf der Grundplatte ausgerichtet und ist der Kiel festgemacht, so werden sie durch die Seitenrippen und Kreuzrippen miteinander verbunden.

Zchg. 226 zeigt auch die Verstärkung der vordersten Bootsspitze durch Quer- und Längsspannten. Trotz dieser Versteifungen zeigt das Boot gegenüber den Vibrationen des Motors nur eine geringe Widerstandsfähigkeit, hauptsächlich weil es auf Torsion schwach gebaut ist. Um diesem Uebelstand abzuwehren, sind bei der Type 1910 die vorderen Querverbände des Bootes durch Holzkreuze zwischen Bordleisten und Mittelleisten verstärkt. — Die Zchg. 226 läßt auch die Form des oberen Bootsrandes und vor allem die Lage der Schraubenzugrichtung in bezug auf das Boot erkennen. An letzterer ist besonders interessant, daß dieselbe so hoch liegt und nach vorne ansteigt. Diese Anordnung ist bei »Antoinette« notwendig, um dem Drehmoment des Gewichtes des vorderlastigen Apparates (der Schwerpunkt liegt vor dem Luftwiderstandsmittelpunkt), ein die Bootsspitze hebendes, entgegengesetztes drehendes Drehmoment entgegenwirken zu lassen. Interessant ist auch, daß der Schwerpunkt beim Antoinette-Apparat höher liegt als bei irgendeiner anderen Flugmaschine, denn er liegt fast so hoch wie der Luftwiderstandsmittelpunkt. Mit der hier angegebenen Anordnung von Schwerpunkt, Luftwiderstandsmittelpunkt und Schraubenzugrichtung hat sich »Antoinette« lange vor anderen Konstrukteuren am meisten der heute als richtig erkannten Systemgleichgewichtslage genähert. Die Vorderlastigkeit hat nur den Nachteil, daß das Fliegenlernen auf Antoinette-Apparaten ziemlich schwierig ist, da das rechtzeitige Auffangen des gewichtigen

Apparates (derselbe wiegt ohne Fahrer und ohne Betriebsmittel 470 kg [Typ 1909] bis 520 kg [Typ 1910]) beim Landen eine sehr schwierige Sache ist. (Fortsetzung folgt.)

Neue Flugapparate.

Den Weg vom bekannten zum neuen Typ haben auch die Albatroswerke mit Erfolg betreten, und der von denselben zur Flugwoche herausgebrachte verbesserte Antoinette-Eindecker mit Gnome-Motor hat wohl von allen Flugapparaten, die an der Flugwoche teilnahmen, die größte Beachtung gefunden. Obwohl Wiencziers an diesen Apparat noch nicht gewöhnt war und man noch keine eigenen Erfahrungen mit dem Gnome-Motor hatte, sind ihm doch sehr bemerkenswerte Flugleistungen gelungen, wie Wiencziers überhaupt als Pilot sehr gut abgeschnitten hat. Dieser Albatros-Antoinette ist mit dem vorher beschriebenen »Eta«-Propeller ausgerüstet, während die anderen Flugmaschinen der Albatroswerke sämtlich Chauvière-Propeller haben.

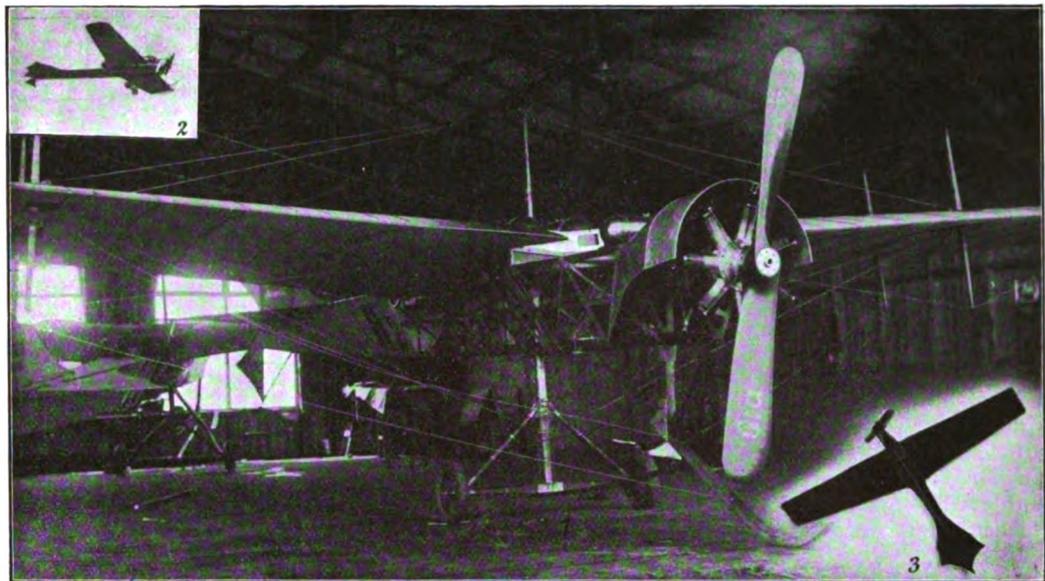


Fig. 1. Albatros-Eindecker System »Antoinette«, Motor Gnome. 2 und 3 der gleiche Eindecker gesteuert von Wiencziers im Höhenfluge.

nachdem es dem Konstrukteur dieses Eindeckers, Ingenieur Dörner, gelungen ist, die Kapitalisten für die Gründung einer Gesellschaft zur Einrichtung einer Fabrik für seine Flugmaschinen zu finden. Die Dörner G. m. b. H., Berlin, ist die sechste bedeutende Flugmaschinenfabrik in Deutschland.

Nach den guten Flugleistungen, die Dörner in der letzten Zeit mit seinem Eindecker erreichte, interessiert sich auch die Militärbehörde für diese Flugmaschine.

In den letzten Tagen kam in Johannisthal auch Harlan mit einem neuen Eindecker heraus, der sich in seiner Konstruktion an die Antoinette- und Blériottypen anlehnt, bzgl. des Fahrgestells an den Farman-Zweidecker. Dieser Eindecker ist mit einem Argus-Motor von nominell 50 PS ausgerüstet, der an der Bremse bis 57 PS geleistet hat. Bei den Anlaufversuchen, die zunächst mit dem Eindecker vorgenommen

werden sollten, erhob sich der Flugapparat jedoch schon mit gedrosseltem Motor bis zu einer Höhe von 25 m.

Die Tragflächen haben eine Größe von 30 qm. Der Eindecker ist für zwei Personen eingerichtet. Um den Schwerpunkt tiefer zu verlegen, ist das Benzinreservoir unten im Anlaufgestell angeordnet, sodaß der Brennstoff durch Über-

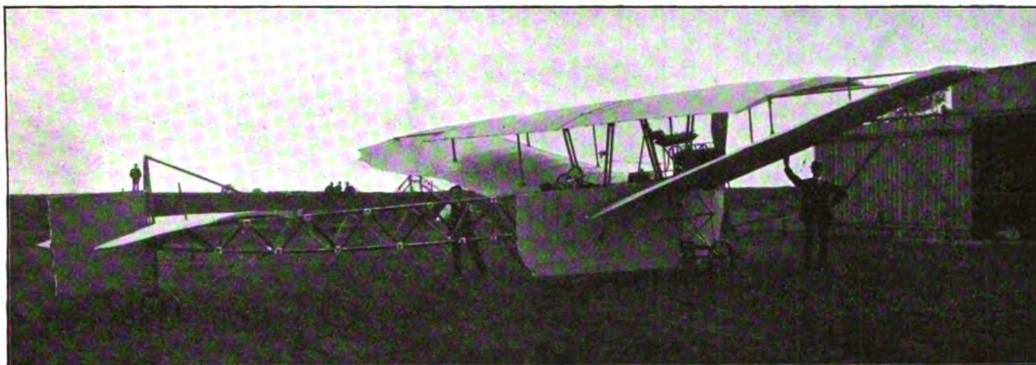


Fig. 2. Zweidecker von Schudeisky.

Auf anderen Flugplätzen sind in letzter Zeit ebenfalls mehrere neue Flugapparate herausgekommen. Bemerkenswert ist ein neuer Zweidecker von Schudeisky in Bremen. Dieser Konstrukteur ist bestrebt, die Vorteile der V-förmigen Anordnung der Tragflächen ohne deren Nachteile anzuwenden und hat daher die unteren Tragflächen, die eine größere Spannweite haben, V-förmig angeordnet, während die obere Tragfläche horizontal angeordnet ist. Der vordere Teil des Mittelkörpers ist als V-förmige doppelte Schwertfläche ausgebildet; im übrigen ist der Mittelkörper (Boot) ähnlich wie beim Antoinette-Eindecker gebaut.

Der vorn angeordnete Propeller wird durch einen 50 PS Rumpler-Motor direkt angetrieben.

Der bereits mehrfach, zuletzt in Nr. 17 erwähnte Eindecker von Dörner wird jetzt in Serien gebaut werden,



Fig. 3. Zweidecker von Schudeisky von vorn gesehen.

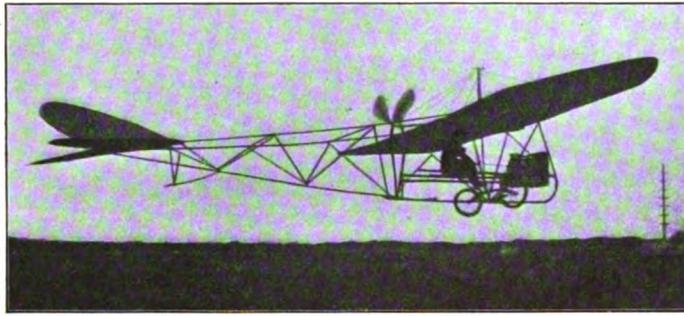


Fig. 4. Eindecker »Dorner« im Fluge.

druck dem Vergaser zugeführt werden muß. Der Pilot dieses aussichtsreichen Eindeckers ist Dipl.-Ing. Grulich, der auch an der Konstruktion dieses Flugapparates mitgewirkt hat und vordem als Assistent von Dr.-Ing. Bendemann bei den Versuchen über die günstigsten Propellerformen in Lindenberg tätig war.

Wenn auch die nationale Flugwoche von Johannisthal einen Vergleich mit den Veranstaltungen in Frankreich in keiner Weise aushält, so zeigte diese Veranstaltung doch be-



Fig. 5. Eindecker »Harlan«.

Zusammenstellung der Apparategewichte und Nutzlast der wichtigsten Flugapparatsysteme.

System bzw. Fabrikant	Motor	Gewicht		Fläche		Bemerkungen
		kg	inkl. Führer, Benzin usw.	qm	k/qm	
Antoinette . . .	Antoinette	470	570	36	15,7	120
Albatros-Antoinette . . .	Gnome	430	530	35	15	120
Blériot						
Typ XI bis	»	340	440	14-15	30	
Typ XI, 2 bis f. 2 Personen	»	350	450	?	?	120
Brequet . . .	»	500	600	40	15	120
Farman . . .	»	500	600	42	14	130
Hanriot . . .	Clerget	360	450	25	18	?
Dorner . . .	Dorner	250	330	26	12,6	120
Nieuport . . .	Dorucq	225	310	14	22	?
Sommer . . .	Gnome	330	440	38	11,5	120
Albatros-Sommer	»	320	440	38	11,5	130
Savary . . .	E. N. V.	400	500	30	16,6	120
Voisin . . .	»	520	620	48	13	?
» Cours . . .	»	380	480	33	14,5	?
Wright . . .	N. A. G.	450	550	50	11	130
						210 bzw. 207

Zusammenstellung der Flugapparate der nationalen Flugwoche in Berlin-Johannisthal.

System	Anzahl der Apparate	Führer	Gewicht kg	Spannweite m	Ganze Länge m	Querstabilität	Größe der Tragfläche qm	Anlaufgestell	Stoßfänger	Motor				Propeller			Durchmesser m	Steigung m	Touren per Min.	
										System	Leistung PS	Zylinder	Kühlung	Bohrung	Hnh	System				Flügel
Antoinette	2	Wiencziers	470	15	12	Verwindung	35	2 Räder	Pneumatisch	8 Zylinder V-förmig	Wasser	110	105	Eta	2	Holz	2,5	1,4	1.200	
Albatros	1	»	430	15	12,35	»	36	1 Kufe	»	7 Zylind. rot.	Luft	120	120	Integrale	2	»	2,4	1,7	1.200	
Behrend	2	Behrend	480	?	?	»	?	3 Räder	Federn	4 Zylinder	Wasser	?	?	Chauvière Eta	2	»	2,5	1,4	1.200	
Deutsche Luftfahrzeugbau G. m. b. H.																				
Dorner	1	Dorner	260	11,6	10	»	26	3 Räder	federnde Achse	4 Zylinder	Wasser	98	110	eig. Konstrukt.	3	Holz u. Stahl	2,54	2	670	
Euler	1	Euler v. Gorrissen		10,0	9	Flügel	40	4 Räder 2 einstellbare Kufen	Gummizug	7 Zylinder	Luft	190	120	Chauvière	2	Holz	2,6	1,25	1.300	
Farman Aviatik G. m. b. H.	1					Hilfsflügel	50	4 Räder 2 Kufen	Federn	8 V-förmig	Luft	110	110	»	2	»	2,6	1,5	1.150	
	2	Jeannin	490	11	12,75	»	50	4 Räder	Federn	8 V-förmig	Luft	124	130	»	2	»	2,6	1,25	1.300	
Grade	2	Grade Plochmann	180	10,0	7,5	Verwindung	25	3 Räder	gedeelter Sitz	4 Zylinder	Luft	?	?	Grade	2	Stahl	?	?	1.000	
Sommer Albatros	2	Brunhuber	330	10,5	12	Flügel	38	2 Räder 2 Kufen	elastische Puffer	4 Zylinder	Wasser	120	120	Chauvière	2	Holz	2,6	1,25	1.300	
Voisin	1	Laitsch	500	11,5	12	Führungsfläche	48	4 Räder	Federn	8 Zylinder	Wasser	110	110	Voisin	2	Stahl mit Aluminiumflügeln	2,6	1,32	1.200	
Wright	4	Engelhardt	450	12,5	10,5	Verwindung	50	2 Räder	ohne Federung	4 Zylinder	Wasser	106	112	Wright	2	Holz	2,6	2,9	450	
Deutsche Flugmasch. Wright G. m. b. H.	1	Heim	460	12,5	10,5	»	50	2 Kufen	Federung	4 Zylinder	»	106	112	»	2	»	2,6	2,9	450	
	1	Schauenburg	490	12,5	10,5	»	50	8 Körting	»	8 Zylinder	»	101	106	»	2	»	2,6	2,9	450	
	1	Thelen	460	12,5	10,5	»	50	50 Argus	»	4 Zylinder	»	124	130	Eta	2	»	2,6	2,9	500	

deutende Fortschritte der deutschen Flugmaschinenindustrie und der deutschen Piloten. Erfährt die deutsche Flugtechnik die gleiche Unterstützung seitens der Behörden wie in Frankreich, und nicht eine Hemmung durch voreilig erlassene Verordnungen, so kann man die begründete Hoffnung hegen, daß wir in etwa zwei Jahren den Vorsprung Frankreichs im Bau von Flugmaschinen eingeholt haben. Was die wissenschaftlich-technische Erforschung der dynamischen Luftschiffahrt anbetrifft, so steht Deutschland neben Frankreich bereits an erster Stelle.

Transport von Flugmaschinen.

Der Transport von Flugmaschinen macht zwar nicht die Schwierigkeiten, die der Transport von Luftschiffen auf der Erde, sei es durch Fuhrwerke oder Eisenbahnen, verursacht, doch sind wegen ihrer sperrigen Bauart auch die Flugmaschinen nicht sehr bequem zu transportieren.

Zum Transport auf der Bahn können für die größeren Flugmaschinen wie z. B. die Voisin-Type nur die langen Plattformwagen für den Gütertransport benutzt werden. Zum Eisenbahntransport auf weiten Entfernungen müssen die Flugmaschinen ganz auseinandergenommen und in Holzgestelle verpackt werden, die zum Schutz gegen Feuchtigkeit mit geteeter Pappe oder geteeter Leinwand ausgeschlagen sind. Der Transport dieser Kisten von und zur Bahn mittels Rollwagen ist wegen der Länge der Kisten sehr unbequem. Auch sind die Kosten für den Transport verhältnismäßig hoch, da nicht wegen des Gewichts, wohl aber wegen der großen Raumbeanspruchung gewöhnlich für jeden Flugapparat ein besonderer Wagen nötig ist. Hierzu kommen noch die Kosten für die Transportversicherung, da ein leichtkonstruierter Flugapparat sowohl beim Verladen wie beim Umrangieren auf der Bahn, beschädigt werden kann. Gegen Transportschäden versicherte Gegenstände werden erfahrungsgemäß vorsichtiger behandelt.

Da in letzter Zeit infolge der Flugveranstaltungen in großen Städten Eisenbahntransporte von Flugmaschinen häufiger geworden sind, haben sich die Eisenbahnverwaltungen näher mit der Frage des Flugmaschinentransportes befaßt und die französische Ostbahn beabsichtigt, besondere Güterwagen zum Flugmaschinentransport einzustellen. Die deutschen Eisenbahnverwaltungen haben an die Vorsteher der Güterbahnhöfe Instruktion erlassen und vor kurzem für den deutschen Eisenbahngütertarif die folgende Zusatzbestimmung veröffentlicht, die namentlich für die Piloten von Flugmaschinen, die an Schau- und Wettflügen teilnehmen, von großem Interesse ist.

»Die Allgemeinen Tarifvorschriften sind durch folgende hinter § 31 einzufügende, die Zulassung von Begleitern bei Flugapparaten, Flugmaschinen und Luftschiffen regelnde Bestimmungen ergänzt: »§ 31 (2). Zu jeder Sendung wird ein Begleiter unter folgenden Bestimmungen zugelassen: 1. Der Begleiter hat im Packwagen Platz zu nehmen. An Fahrgeld hat er 2 Pfg. für das Tarifkilometer zu entrichten. Der Berechnung dieses Fahrgeldes werden die Entfernungen des Gütertarifs zugrunde gelegt. 2. Wenn der Begleiter bei Benutzung eines Zuges mit Personenbeförderung in einem Personenwagen Platz nimmt, so hat er eine Fahrkarte der benutzten Wagenklasse zu lösen. Luftschiffe. § 31a. Zu Sendungen von Luftschiffen und Teilen



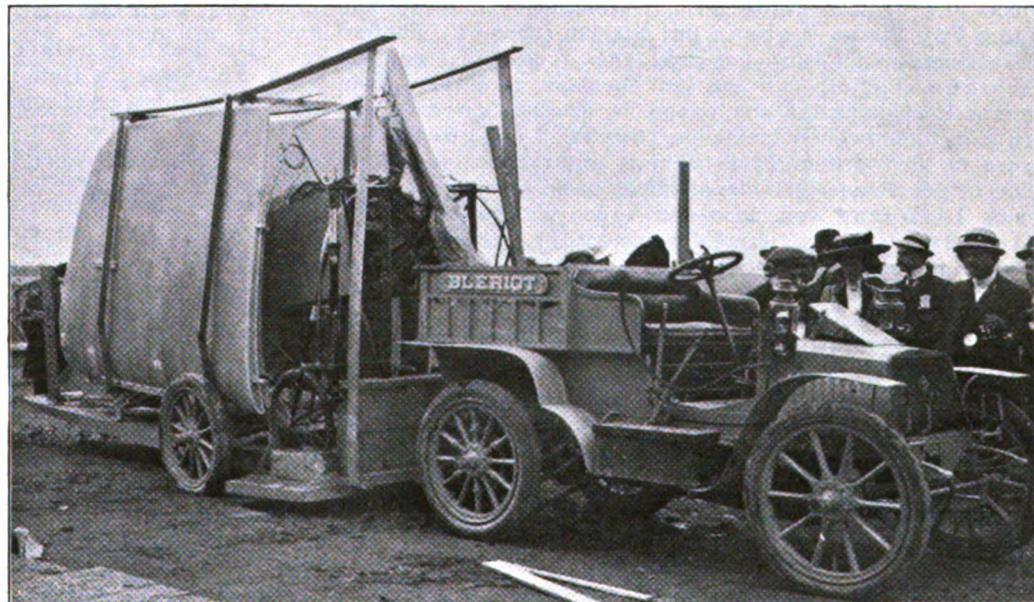
Transport von in Lattengestellen verpackten Flugapparaten.

von solchen, die in bedeckte Wagen nicht verladen werden können, werden unter den im § 31 (2) genannten Bedingungen Begleiter zugelassen.« Diese Begünstigung hat ihren Grund vornehmlich darin, daß diese Gegenstände sehr empfindlich und hochwertig sind und ihr Konstruktionsgeheimnis bei Beförderung in offenen Wagen ohne die Begleitung gefährdet erschien. Auch ist es erwünscht, daß bei etwaigen Umladungen sachkundige Begleiter zugegen sind.«

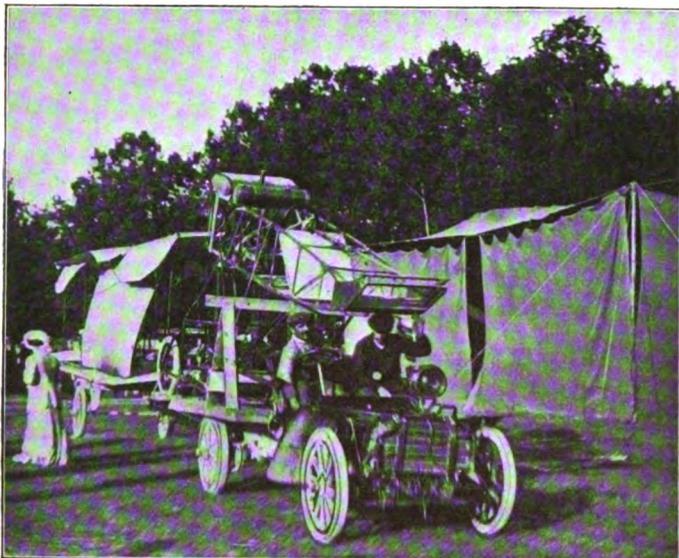
Der Transport auf geringe Entfernungen ist nicht so umständlich, da man dann den Flugapparat mit abmontierten Tragflächen auf seinen Anlaufrädern fortbewegen kann. Mehrere Flugmaschinenkonstruktoren haben besonders für den Transport auf der Erde die Anlaufräder wie bei einem Automobil lenkbar gemacht und kann dann der Flugapparat, durch den Propeller angetrieben, wie ein Automobil auf der Straße gelenkt werden. Vor kurzem machte in dieser Weise ein von Grawert konstruierter Drachenflieger nachts eine Fahrt quer durch Berlin.

Flugapparate, die wohl Anlaufräder aber keine Lenkräder haben, lassen sich am Schlepptau eines Automobils auf der Straße fortbewegen. Für diese Transportmethode hat Blériot einen besonderen Anhängewagen gebaut; ebenso die Gebr. Voisin und andere Flugmaschinenfabrikanten. Erwähnt sei, daß schon Wilbur Wright bei seinem ersten Auftreten in Europa 1908 in Le Mans seinen Zweidecker dadurch in ziemlich bequemer Weise auf der Landstraße transportierte, daß er eine Achse mit zwei Rädern quer zu den Tragflächen unter den Schlittenkufen anbrachte und die untere Tragfläche mit Stricken an ein Automobil festband.

Einige Konstrukteure haben bei der Konstruktion ihres Flugapparates auf die leichte Transportmöglichkeit besondere Rücksicht genommen und seien von bewährten Flugmaschinentyps die folgenden besonders erwähnt: Roger-Sommer, bei



Transportautomobil für Blériot-Flugmaschinen. (Siehe auch Abbildung Heft 1 u. 2, Seite 19.)



Vom Circuit de l'Est: Transport der Flugmaschine von Brégi (Voisin-Zweidecker).

welchem das Gerüst für die Schwanzflächen und das Höhensteuer Charniere hat, wodurch sich diese Flächen leicht umklappen lassen und zwischen den Tragflächen Platz finden. Bei den Eindeckern von Etrich, von Pischof und dem verbesserten Antoinette der Albatroswerke sind die Tragflächen leicht zerlegbar und können zum Transport zu beiden Seiten des Mittelkörpers (Boot) angeschnallt werden.

Sportliche Nachrichten.

Die große Flugwoche in Bordeaux. Vom 6. bis 18. September wurde in Bordeaux ein großes Wettfliegen veranstaltet. Diese nächst Reims bedeutendste Flugwoche in Frankreich hatte eine sehr rege Beteiligung seitens der Fabrikanten und Piloten, ebenso einen guten Besuch seitens des Publikums. Da das Wetter dem Unternehmen ziemlich günstig war, wurden auch vorzügliche Flugleistungen erzielt. Auch hier haben die Eindecker, namentlich Blériot, am besten abgeschnitten. Den größten Dauerflug führte Aubrun (Blériot) mit 350 km aus, er gewann 10000 Fr., Simon (Blériot) für 82 km 5000 Fr.; in den addierten Distanzen erreichte Thomas (Antoinette) 2100 km, wofür er 15000 Fr. erhielt, und Kuller (Antoinette) für 1750 km 7000 Fr.; Dritter wurde Simon (Blériot) mit 1165 km (4000 Fr.), Vierter Aubrun mit 932 km (2000 Fr.), Fünfter Bielvucic (Voisin) mit 850 km (1000 Fr.), endlich Morane (Blériot) mit 470 km ebenfalls 1000 Fr. Den ersten Höhenpreis von 10000 Fr. gewann Morane mit 1950 m, den zweiten Preis von 5000 Fr. Legagneux für 1520 m, den dritten Tyck (Blériot) mit 1400 m (3000 Fr.). Die beiden Preise für Überlandflüge nach Arcachon und nach Livourne von 6000 und 10000 Fr. gewann beide Morane, den Passagierpreis von 5000 Fr. erhielt Bielvucic für 60 km. Die Preise der addierten Höhen wurden verteilt an Morane, der an der Spitze steht, für 18939 m (12000 Fr.), Legagneux für 14202 m (8000 Fr.), Tyck für 10665 m (5000 Fr.), Brégi 9085 m (4000 Fr.), Siebert für 6710 m (3000 Fr.).

Geo Chavez, ein Südamerikaner, der früher Farmanpilot war und sich erst vor kurzem dem Eindecker zugewandt hat, trainierte am 8. September auf dem Manöverterrain von Issy-les-Moulineaux und hat dort einen neuen Höhenweltrekord aufgestellt, indem er 2680 m erreichte. Mit dieser Leistung wurde der von Morane am 3. September aufgestellte Rekord (2582 m) geschlagen.

Die Münchener Flugwoche fand vom 4. bis 11. September, von der »Akademie für Aviatik« veranstaltet, auf dem Flugfeld in Puchheim statt. Außer den bekannten Pi-

loten Lindpaintner und Jeannin hatten Plochmann (Grade-Eindecker), Auer (Blériot), Ingenieur Otto (Aviatik-Doppeldecker), Scheuermann (Blériot), Ramler und Pause (Pause-Eindecker) zu der Flugwoche gemeldet. Die besten Leistungen erzielten Lindpaintner und Jeannin. Ersterer wurde Sieger in allen Konkurrenzen. Nachstehend die Resultate:

Dauerflugpreis: 1. Lindpaintner (Sommer und Farman) 3:17:33. 2. Jeannin (Aviatik) 1:49:37³/₅. 3. Otto (Aviatik) 1:23:56²/₅.

Höhenflugpreis: 1. Lindpaintner 250 m.

Schnelligkeitspreis über 10 km: 1. Lindpaintner 10:09¹/₅. 2. Jeannin 10:58²/₅.

Passagierpreis (Ehrenpreis des Kommerzienrats Braun): 1. Lindpaintner 55:44⁴/₅.

Überlandflugpreis (Ehrenpreis des Vizepräsidenten der Akademie für Aviatik in München, Dr. James v. Bleichröder): 1. Lindpaintner (zwei Flüge nach München bzw. Dachau). 2. Otto (ein Flug nach Dachau).

Gesamtpreis: 1. Lindpaintner 4 Std. 49 Min. 14²/₅ Sek. 2. Jeannin 2:36:36¹/₅. 3. Otto 1:23:56²/₅.

Neulingspreis für die in Puchheim trainierten Flieger: 1. Otto 1:23:56²/₅. 2. Scheuermann (Blériot) 12 Sek.

Die bisherigen Preisstiftungen für die vom 9. bis 16. Oktober stattfindende dritte Flugwoche in Johannisthal haben jetzt nach der letzten Stiftung von 500 M. des Berliner Vereins für Luftschiffahrt eine Höhe von 61000 M. erreicht. Die übrigen Preise stiftete der Kaiserliche Aeroklub in Höhe von 5000 M. und die Motorluftschiff-Studiengesellschaft in Höhe von 3000 M. Dazu kommen die Stiftungen des Kriegsministeriums in Höhe von 25000 M. und 9000 M. sowie die früher von der Firma Hermann Hoffmann (Berlin) gestifteten 5000 M.; ferner kommt während der Oktober-Flugwoche der Bleichröder-Preis in Höhe von 10000 M. definitiv zur Entscheidung, ebenso der Zusatzpreis von 100 M., schließlich auch noch die beiden Zusatzpreise im Betrage von 1500 M. und 1000 M.

Ein neues Berliner Flugfeld hat die »Vorort-Bodengesellschaft« in unmittelbarer Nähe des Bahnhofs Teltow bei Berlin eingerichtet. Das Terrain umfaßt 100 Morgen und ist völlig geebnet. Das Unternehmen wird von dem Internationalen Luftschiffahrtshaus bzw. dessen Direktor, Herrn Adolf Hinrichsen, geleitet. Technischer Beirat für das Unternehmen wurde Dr. Ernst Valentin.

Luftschiffahrt.

Von den Zeppelin-Luftschiffen.

Das Passagierluftschiff »L Z VI« (s. Beschreibung und Abbildung in Heft 12, Seite 152 dies. Zeitschr.), das zum Ersatz des im Teutoburger Walde am 28. Juni verunglückten »L Z VII« von der »Delag« in Betrieb genommen war, ist am 14. September in seiner Halle bei Oos in der Nähe von Baden-Baden verbrannt. Das Luftschiff, das in der letzten Zeit mehrere wohlgelungene Passagierfahrten ausgeführt hatte, war zu einer Passagierfahrt nach Heilbronn aufgestiegen, mußte aber bald wegen Motordefektes nach der Halle zurückkehren. Während der Reparaturen an dem defekten Motor entstand in der hinteren Gondel (wahrscheinlich beim Nachfüllen von Benzin) eine Explosion, die das ganze Luftschiff in wenigen Minuten in Flammen setzte, und gänzlich vernichtete. Das Dach der Luftschiffhalle ist stark beschädigt. Einige Leute von der Mannschaft erlitten Brandwunden.

Der Neubau des Luftkreuzers »Deutschland«. Die Luftschiffbau-Zeppelingesellschaft in Friedrichshafen hat sich bereit erklärt, der »Delag« für die havarierte »Deutschland« ein Luftschiff zum Selbstkostenpreis herzustellen. Bei dem Neubau des »L Z VII« kann eine Gewichtersparnis von 500 kg gemacht werden, was zur Folge hätte, daß fünf bis sechs Personen mehr aufgenommen werden können oder ein größerer Vorrat von Betriebsmaterialien. Bei der Be-

sprechung der Frage, wie derartige Unfälle in Zukunft vermieden werden können, fand ein Vorschlag des Vorstandes Annahme, eine genaue Instruktion für die Führer und die sonstigen verantwortlichen Mitglieder der Luftschiffleitung herauszugeben. Es soll in der Instruktion genau festgelegt werden, wann und bei welcher Witterung und bei welchen Winden Fahrten unternommen werden dürfen. Alle Sicherheitsmaßregeln, soweit sie im menschlichen Ermessen liegen, sollen auf das genaueste vorgeschrieben werden, ferner will die Gesellschaft mit allen Mitteln darauf dringen, daß eine größere Zahl von Landungsstellen geschaffen wird. Zu diesem Zweck soll der Vorstand mit den Oberpräsidenten der einzelnen Provinzen in Verbindung treten. Man beabsichtigt ferner Flaggenstationen zu errichten, um den Luftschiffen etwaige Luftveränderungen und bevorstehende Stürme und Gewitter von der Erde anzuzeigen zu können.

Von den Parseval-Luftschiffen.

Neubenennung der Luftkreuzer. Dem Beispiel der Zeppelin-Gesellschaft folgend, hat nun auch die Luftfahrzeuggesellschaft eine Neubenennung der von ihr bereits erbauten oder noch im Bau befindlichen Parseval-Luftschiffe durchgeführt. Nachfolgend bringen wir eine Liste aller Parseval-Luftschiffe mit Angabe ihrer Verwendung oder Bestimmung:

Bezeichnung	Typ	Rauminhalt	Motoren	Verwendung
»P L 1«	E	3200 cbm	1 zu 85 PS	Ursprüngl. Versuchsluftschiff später umgebaut als Luftschiff des K. Ae.-K.
»P L 2«	A	4000	1 zu 85 PS	P I d. Preuß. Militärverwaltung.
»P L 3«	B	6600	2 zu 100 PS	P II d. »
»P L 4«	C	2300	1 zu 50 PS	Luftschiff für die österreichische Regierung.
»P L 5«	D	1200	1 zu 25 PS	Sportluftschiff I im Besitz der L.-F.-G.
»P L 6«	B	6800	2 zu 110 PS	Schiff f. d. Münchener Parseval-L.-F.-G.
»P L 7«	B	6700	2 zu 110 PS	Militär-Luftschiff für die russische Regierung.
»P L 8«	G	5600	2 zu 150 PS	Schnellschiff für die Brüsseler Ausstellung.
»P L 9«	D	1350	2 zu 35 PS	Sportluftschiff II
»P L 10«	D	1350	2 zu 35 PS	» III
»P L 11«	G	5600	2 zu 160 PS	Schnellschiff f. d. Preuß. Militärverwaltung.

Die Halle für das von der russischen Regierung bestellte Parseval-Luftschiff ist beinahe fertiggestellt. Das Luftschiff muß vertragsmäßig Ende August russischen Stils abgeliefert werden und wird in St. Petersburg abgenommen werden. Die russische Heeresverwaltung beabsichtigt nämlich nicht mehr, wie bisher, die Luftschiffe an Ort und Stelle ihrer Herstellung abzunehmen, sondern erst am Bestimmungsort. Die neue Halle — die alte war für den Parseval zu klein — wird in der Nähe von Luga bei Petersburg aufgebaut. Sie ist aus Holz mit feuersicherem Anstrich hergestellt.

Das Parseval-Luftschiff P VI für die Luftschiffahrt-Gesellschaft München ist fertiggestellt und hat die Probefahrten zur Zufriedenheit ausgeführt.

Am 14. August führte das Luftschiff »P VI« seine erste Passagierfahrt mit 16 Personen aus. Die Fahrt dauerte 1 1/2 Stunden. Seitdem hat dieses Luftschiff mehrere Passagierfahrten bis zur Dauer von 3 Stunden ausgeführt.

Neue Luftschiffe für das deutsche Heer.

Das neue Militärluftschiff M IV ist fertiggestellt. Die ersten Fahrten dürften Anfang Oktober stattfinden. Der Inhalt des M IV beträgt 7500 cbm, seine Länge 93 und sein Durchmesser 13 m. Das neue Luftschiff führt zwei Gondeln mit vier Propellern, während die übrigen Luftschiffe dieses Typs nur eine Gondel mit zwei Propellern besitzen. Die vordere Gondel ist wesentlich größer als die hintere Gondel, da in derselben die Beobachtungsoffiziere Platz nehmen, in der hinteren nur das Personal zur Bedienung der Motoren.

Berichtigung.

Heft 17, Seite 218, Spalte 2 Mitte, muß es statt $w_1 = v_1^2$ heißen $w_1 = v_1 t$, der Exponent 2 muß weg. Seite 220, Spalte 1 Mitte, soll statt hierdurch hier durch stehen. Seite 220, Spalte 2, erste Zeile des drittletzten Absatzes soll statt LG zur GE LG zur EG stehen.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

S. 29201. 37 f. Luftschiffhalle. Walther Sauße, Königsberg i. Pr., Georgstr. 4. (A 12. 6. 09., E 18. 10. 09.)

E. 14963. 37 f. Fahrbare Luftschiffhalle mit zweiteiligem Dach, dessen beide Hälften an den Seitenwänden aufklappbar befestigt sind. Johannes Eisele, Reutlingen, Uhlandstr. 24. (A 10. 8. 09., E 1. 11. 10.)

H. 45735. 77 h. Kraftübertragungsvorrichtung für Flügel von Flugmaschinen. Heinrich Haack, Hamburg, Luruperweg 12. (A 13. 1. 09., E 1. 11. 10.)

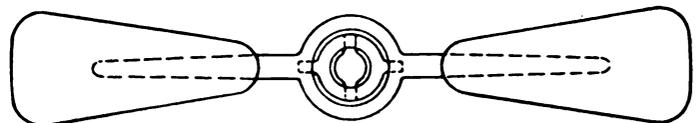
J 12460. 77 h. Anker- und Landevorrichtung für lenkbare Luftschiffe. Max Jucho, Hamm i. W. (A 2. 4. 10., E 5. 11. 10.)

C. 17698. 77 h. Luftschaube aus Holz. Lucien Chauvière, Paris. (A 3. 3. 09., E 8. 11. 10.)

H. 47466. 46a. Explosionskraftmaschine mit fächerförmig in versetzten Gruppen angeordneten Zylindern von gerader Anzahl. Dr. Fritz Huth, Rixdorf, Böhmischestr. 46. (A 8. 7. 09., E 12. 11. 10.)

Patent-Erteilungen. Klasse 77 h.

224053. Schraubenpropeller. Prof. Dr.-Ing. Hans Reißner, Aachen. — Ein freifliegend mit der Antriebswelle durch Universalgelenk gekuppelter Propeller wird rotierend die Achse seines größten Trägheitsmoments in die Achse des Drehmoments einstellen, wenn auch auf ihn außer dem Drehmoment die von der Winkelstellung der Achse abhängigen Luftwiderstände wirken; durch die Einstellung in die Rotationsebene werden ungünstige Beanspruchungen der Welle verhindert. Reißner hat nun durch Versuche festgestellt, daß



Zu Nr. 224053.

bei Winkeländerungen der Motorwelle die Propellerebene infolge der Kreiselwirkungen zunächst erhalten bleibt und nur langsam und aperiodisch in die neue Lage senkrecht zur gedrehten Motorwelle übergeht, und benutzt diese Eigenschaft an Flugapparaten zur Erzeugung eines stabilisierenden Drehmoments. Schutz ist erteilt auf einen »Schraubenpropeller, dadurch gekennzeichnet, daß er freifliegend, in der Ruhe im indifferenten Gleichgewicht, gelenkig auf der Antriebswelle sitzt, so daß er sich bei der Rotation selbsttätig in die zur Antriebswelle senkrechte Ebene einstellt.«

223551. Vorrichtung zur Prallhaltung von Luftschiffen durch Luftdruck zwischen einer äußeren und

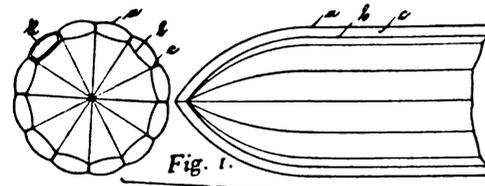


Fig. 1.

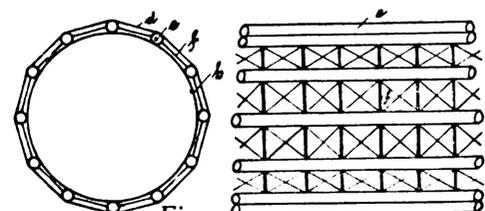


Fig. 2.

Zu Nr. 223551.

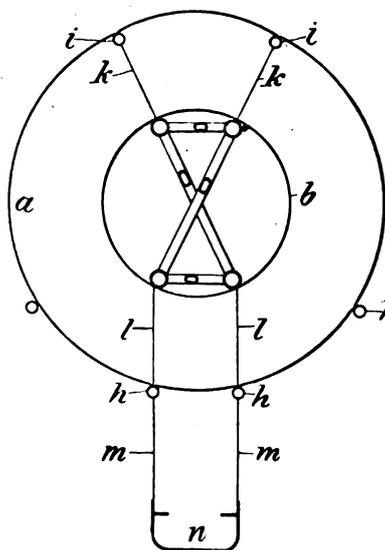
inneren Ballonhülle. Erben des verstorbenen Georg Kron aus Hannover (Pfleger: Busemann, Lübeck). — Der Ballonkörper (Fig. 1) besteht aus der äußeren Hülle a, der inneren b und den beide ver-

bindenden radialen, nicht luftdichten Scheidewänden *c*. In den hierdurch entstehenden Mantelraum wird durch ein Gebläse Luft unter Überdruck gepreßt. Infolge der Flächendifferenz der inneren und äußeren Hülle tritt ein radial nach außen gerichteter Druck auf, der dem Ballonkörper eine pralle Form gibt, ohne daß das Gas unter höherem Drucke zu stehen braucht. Eine besondere Ausführungsform zeigt Fig. 2; hier sind innerhalb der äußeren Hülle *d* Luftschläuche *e* angeordnet, die durch diagonal verspannte Druckstreben *f* in Abstand gehalten werden. *h* ist die Hülle eines besonders einzubringenden Gasbehälters. Beim Aufpumpen der Schläuche wird sich dieselbe Wirkung wie bei der ersteren Ausführung ergeben. Geschützt sind die radialen Scheidewände *c* und die Verbindung der Schläuche mit den Distanzkörpern *f*.

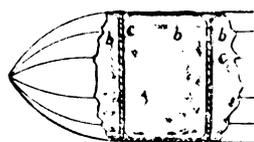
224 190. Vorrichtung zum Prallhalten von Luftschiffen durch Luftüberdruck zwischen einer äußeren und einer inneren Ballonhülle, Zus. z. Pat. 223 551. Erben des Georg Kron aus Hannover. — Nach dem Hauptpatent werden die beiden Hüllen *a* und *b*, deren Zwischenraum unter Luftüberdruck steht, aus gasdichtem Material hergestellt. Nach vorliegender Erfindung wird der luftdichte Stoff durch Segeltuch oder Netzwerk ersetzt, und die durch die radialen Wände *c* gebildeten Zellen werden durch auswechselbare Luftsäcke ausgefüllt.

221 412. Carl Huber, Berlin. Ballongerippe. — Der Gegenstand dieses Patentes ist mit dem des französischen Patentes 405 718 identisch und in Nr. 11 d. Zeitschr. unter der Überschrift »Holzluftschiffe« beschrieben worden; die deutschen Ansprüche lauten: 1. Ballongerippe aus radial angeordneten, hochkantig gestellten Längsträgern von Holz, Aluminium o. dgl., dad. gek., daß diese Träger wellenförmig abgebogen und mit ihren Wellenbergen aneinanderstoßend in Kreisform vereinigt sind. 2. Ballongerippe nach Anspruch 1, dad. gek., daß an beiden Enden angefangen zuerst weniger, dann nach der Mitte zu immer mehr solcher wellenförmigen Längsträger einzeln aneinandergefügt werden, damit die entstehenden, rautenförmigen Maschen möglichst gleich groß und nicht zu weit oder zu eng werden. 3. Ballongerippe nach Anspruch 1, dad. gek., daß diese radial gestellten wellenförmigen Längsträger an einigen Stellen durch quer verlaufende Distanzplatten *b*, an anderen Stellen durch kreuzweise gezogene Drähte oder Zugstangen *d* auseinandergehalten und zugleich versteift werden. 4. Ballongerippe nach Anspruch 1, dad. gek., daß die Längsträger an ihren Kanten oben und unten mittels zugleich als Beschlag dienenden Leisten *e* aus leichtem Metall oder Holz verstärkt sind. (Fig. 5—10, Heft 11, Seite 136.)

223 997. Luftschiff. Adrian Baumann, Kilchberg b. Zürich. — Die Tragkörperversteifung des Prallluftschiffes ist in den Luftsack *b*



Zu Nr. 223 997.



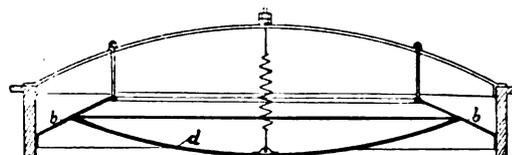
Zu Nr. 223 198.

224 323. Luftschiff aus einzelnen harmonikaartig verbundenen Tragkörpern. Joh. Diebener, Dortmund. — Zu leichter Zerlegbarkeit und Verwendung der Einzelteile als selb-

ständige Luftschiffe werden die Einzelballons durch harmonikaartige Faltenkörper elastisch miteinander verbunden. Diese Faltenkörper werden durch Verbindungsrahmen aneinander befestigt. Für Einzelverwendung eines Tragkörpers können die Rahmen mittels Scharniere zusammengeklappt werden.

ständige Luftschiffe werden die Einzelballons durch harmonikaartige Faltenkörper elastisch miteinander verbunden. Diese Faltenkörper werden durch Verbindungsrahmen aneinander befestigt. Für Einzelverwendung eines Tragkörpers können die Rahmen mittels Scharniere zusammengeklappt werden.

224 522. Ballonventil mit frei ausgespannter Membran. Luftschiffbau-Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. — Die bisher bekannten Ballonventile, bei denen der Teller *d* gegen eine ringförmige Membran gepreßt wird, leiden an dem Übelstand, daß die Membran nicht gleichmäßig genug montiert und nicht nachgestellt werden kann, was sich besonders bei Überdruckventilen, die bei ge-

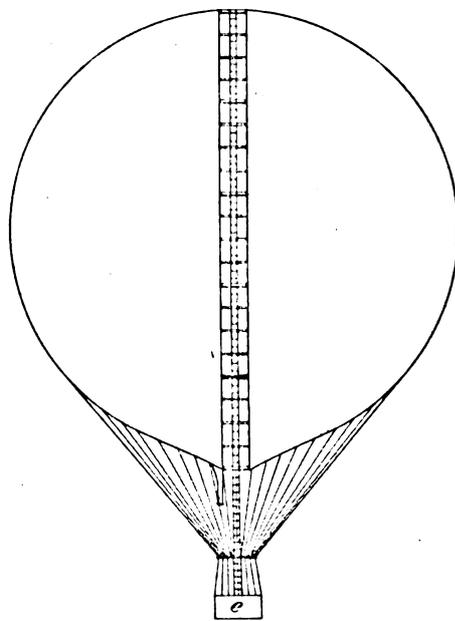


Zu Nr. 224 522.

ringem Druck sich öffnen sollen, als nachteilig gezeigt hat. Die Zeppelin-G. m. b. H. will daher die frei ausgespannte Membran *b* durch eine elastische Befestigung ihres inneren Ringes nachgiebig einbauen und zugleich durch eine konische Ausbildung der Membran den Anpressungsdruck (Normaldruck) erhöhen.

224 521. Verfahren zur Herstellung gasdichter Ballonhüllen. Dr. W. Günther, Cassel. — Da die zurzeit zu Ballonhüllen benutzten Gewebestoffe infolge der dauernden Zugbeanspruchungen bald an Gasdichtigkeit verlieren, soll nach vorliegender Erfindung die Hülle aus mehreren Lagen zusammengesetzt werden, die entweder für Abdichtung oder für Festigkeit zu sorgen haben. Zu diesem Zweck wird auf Gewebe, das so stark gespannt ist wie später im Betriebe, eine gasdichte Schicht spannungslos aufgebracht, so daß letztere später nicht auf Zug beansprucht werden kann. Es kann die gasdichte Schicht auch entsprechend gewellt mit einem spannungslosen Gewebe verbunden werden. Als gasdichte Schichten werden u. a. vorgeschlagen: Ganz dünne Glasplatten und Metallbleche, deren Poren entweder durch Verzinnen verschlossen sind, worauf das auf ihrer Oberfläche befindliche Zinn elektrolytisch wieder entfernt ist oder die durch Überzüge organischer, zugleich als Bindemittel dienender Lösungen gasdicht gemacht sind.

221 413. Carl und Heinrich Gymmy, Rheingönheim, Pfalz. Luftfahrzeug mit senkrechtem Schacht. — Die Gefahren einer Wasserlandung oder einer Schleiffahrt sollen dadurch gemindert werden, daß im Innern des Ballons ein in einzelne Kammern einge-



Zu Nr. 221 413.

teilter, aus Ballonstoff und Reifen hergestellter Schacht angeordnet wird, der durch eine Strickleiter von der Gondel aus erreichbar ist, um als Notaufenthalt dienen zu können. Das Netz umschließt den ganzen Ballon und ist mit dem untersten Schachtreifen wie mit dem obersten verbunden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73 .



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. FRITZ HUTH
E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. VON PARSEVAL
DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
PROF. D. RIABOUCHINSKY
DIREKTOR DES AERODYNAM. INSTITUTS IN KOUTCHINO BEI MOSKAU

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

15. Oktober 1910.

Heft 19.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOETE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Geometrische Grundlagen der Seitennavigation für Luftfahrzeuge. Von Frhr. v. Bassus und Prof. Rudel. (Schluß.) S. 245.
Umlauf-Motoren. Von G. Schendel. S. 250.
Neue Flugapparate. Von Ansbert Vorreiter. S. 253.

Der Flug über den Simplon. Von Schmal-Carbur. S. 255.
Sportliche Nachrichten. S. 256.
Patentschau. S. 256.

Geometrische Grundlagen der Seitennavigation für Luftfahrzeuge.

Von Frhr. v. Bassus und Prof. Rudel. (Schluß.)

Verhältniszahlen für Fahrten mit Wind und bei Windstille.

Unter den bisherigen Voraussetzungen unveränderlicher ER , EG , LR und LG waren für jede einfache Fahrt sowohl mit Wind als bei Windstille die FW proportional den FZ . Die Doppelfahrt besteht aus zwei einfachen Fahrten. Sind bei verschiedenen Doppelfahrten die Umstände für die Hinfahrten die gleichen und ebenso für die Rückfahrten, so bleibt die Proportionalität der FW und FZ erhalten. Weiterhin werden nun die FW für gleiche FZ bei Wind und bei Windstille aufeinander bezogen. Da die FW bei Wind für gleiche FZ gleich groß sind und ebenso bei Windstille, so müssen zwei FW , die zu gleichen FZ bei Wind und bei Windstille gehören, stets dasselbe Verhältnis aufweisen, wenn die sonstigen Umstände in beiden Fällen ungeändert bleiben. Dividiert man einen FW bei Wind von bestimmtem k durch den FW bei Windstille, beide für dieselbe FZ gemessen, so ist für dasselbe k unter sonst gleichen Umständen die sich ergebende Zahl z die nämliche, wie groß FZ auch gewählt wird. Die Zahlen z sind nun für die verschiedenen Werte von k und von α zu bestimmen.

Es kann dies auf graphischem Wege oder durch Rechnung geschehen. Sind die Verhältniszahlen z bestimmt worden, so wird mit ihrer Hilfe der FW für die gleiche FZ (also auch FG) im Falle herrschender LT , deren α und k bekannt sind, aus dem FW für dieselbe

FZ (oder aus FG) im Falle von Windstille berechnet. Für letzteren Fall ist ja die Berechnung von FW (oder FG) sehr einfach. Unter Zuhilfenahme der betreffenden Zahlen z aus der berechneten Zahlentafel ist dann die Berechnung von FW (oder FG) bei bekannten α und k nicht minder einfach. Es ist ja $w_{\alpha k} = z'_{\alpha k} \cdot w_e$ und ferner, da $w_{\alpha k} = v_{\alpha k} \cdot t$, $w_e = v_e \cdot t$, ist auch $v_{\alpha k} = z'_{\alpha k} \cdot v_e$. Die Zahlen $z'_{\alpha k}$ verwandeln die Werte von EW und EG (d. i. FW und FG bei Windstille) in FW und FG für LT mit den Größen α und k ; sie sollen daher Lufttriftzahlen (LTZ) heißen.

Um die LTZ auf graphischem Wege zu erhalten, zieht man auf der gezeichneten Zielortstafel für ein bestimmtes k aus A (dem Ausgangsorte) zu LR unter verschiedenen Winkeln α (etwa von 5^0 zu 5^0) Gerade, mißt auf jeder Geraden die vom Zielortskreis für t Stunden abgeschnittene Strecke und dividiert sie durch den Halbmesser dieses Zielortskreises. Der so erhaltene Quotient $w_{\alpha k} : w_e$ ist eben die herzustellende Verhältniszahl $z'_{\alpha k}$. Man führt diese Messungen und Rechnungen für alle Zielortstafeln zu den verschiedenen Werten von k durch und stellt die so gewonnenen LTZ zu einer Zahlentafel zusammen.

Wie aus dem mathematischen Anhang (Seite 248, Spalte 2, Zeile 3) zu ersehen, findet man für einfache Fahrt die FG bei Wind aus jener bei Windstille mittels $v = v_e \cdot (\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha} + k \cos \alpha)$; die LTZ $z'_{\alpha k}$ ist der Faktor von v_e , es ist also $z'_{\alpha k} = \sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha} + k \cos \alpha$. Ersetzt man die Größen α und k nacheinander durch 0^0 , 5^0 , 10^0 ..., 170^0 , 175^0 , 180^0 für α und durch $0,1$, $0,2$,

0,3... 0,9, 1,0 für k , so ergeben sich aus der letzten Gleichung die LTZ der vorhin graphisch gewonnenen Zahlentafel durch Rechnung. Da für längere Fahrten sowohl α als k durchaus nicht unveränderlich bleiben, so genügt für die praktische Verwertung der Zahlentafel eine Genauigkeit der Winkel α bis zu 10° , von k bis zu Fünfteln. Die LTZ -Tafel zur Berechnung der Geschwindigkeiten bei einfachen Fahrten ist dann:

$k =$	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
$\alpha = 0^\circ$	1,20	1,40	1,60	1,80	2,00
10°	1,20	1,39	1,59	1,78	1,97
20°	1,19	1,37	1,54	1,71	1,88
30°	1,17	1,33	1,47	1,61	1,73
40°	1,14	1,27	1,38	1,47	1,53
50°	1,12	1,21	1,27	1,30	1,29
60°	1,09	1,14	1,15	1,12	1,00
70°	1,05	1,06	1,03	0,93	0,68
80°	1,02	0,99	0,91	0,75	0,35
90°	0,98	0,92	0,80	0,60	0
100°	0,95	0,85	0,70	0,48	0
110°	0,91	0,79	0,62	0,39	0
120°	0,88	0,74	0,55	0,32	0
130°	0,86	0,69	0,50	0,28	0
140°	0,84	0,66	0,46	0,24	0
150°	0,82	0,63	0,43	0,22	0
160°	0,81	0,61	0,41	0,21	0
170°	0,80	0,60	0,40	0,20	0
180°	0,80	0,60	0,40	0,20	0

$$v = v_e \cdot z'_{\alpha k}$$

Um die FG bei $LT (\alpha, k)$ zu finden, wird die FG bei Windstille (= EG) mit der LTZ obiger Tafel für α, k multipliziert.

Solange die LTZ größer als 1 ist, so lange ist die FG bei Wind größer als die EG des LS ; der Wind fördert die Fahrt. Ist dagegen $z'_{\alpha k}$ kleiner als 1, so hindert und hemmt der Wind. Vergleicht man die auf Seite 233 berechneten Winkel $\alpha = 84,3^\circ, 78,5^\circ, 72,5^\circ, 66,4^\circ, 60^\circ$ mit obiger LTZ -Tafel, so passen diese Winkel ersichtlich in die Tafel zu den meist fehlenden Zahlen 1,00 für $z'_{\alpha k}$.

In gleicher Art läßt sich auch die FZ für einfache Fahrt bei Wind aus der FZ bei Windstille berechnen. Derselbe $FW w$ soll einmal bei Windstille und das andere Mal mit $LT (\alpha, k)$ zurückgelegt werden. Ist die EG des $LS v_e$, der $FW w$, so ist die $FZ t_0 = \frac{w}{v_e}$. Aus dem mathematischen

Anhang ist zu entnehmen (Seite 248, Spalte 2, Zeile 11):

$$t_{\alpha k} = \frac{w}{v_e} \cdot \frac{1}{\sqrt{(1 - k^2 \sin^2 \alpha) + k \cos \alpha}}$$

Die Vergleichung von $z'_{\alpha k}$ mit $z'_{\alpha k}$ ergibt, daß die beiden Zahlen reziprok sind; es ist $z'_{\alpha k} \cdot z''_{\alpha k} = 1$ oder $z''_{\alpha k} = \frac{1}{z'_{\alpha k}}$.

Zu den Zahlen $z'_{\alpha k}$ der vorigen Zahlentafel werden die reziproken Zahlen berechnet und zu einer neuen Zahlentafel für $z''_{\alpha k}$ zusammengestellt. Die neue LTZ -Tafel zur Berechnung der Zeiten für einfache Fahrten ist dann:

$k =$	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
$\alpha = 0^\circ$	0,83	0,71	0,63	0,56	0,50
10°	0,84	0,72	0,63	0,56	0,51
20°	0,84	0,73	0,65	0,58	0,53
30°	0,86	0,75	0,68	0,62	0,58
40°	0,87	0,79	0,72	0,68	0,65

$k =$	0,2	0,4	0,6	0,8	0,1
$\alpha = 50^\circ$	0,90	0,83	0,79	0,77	0,78
60°	0,92	0,88	0,87	0,89	1,00
70°	0,95	0,94	0,97	1,07	1,46
80°	0,99	1,01	1,10	1,32	2,88
90°	1,02	1,09	1,25	1,67	
100°	1,06	1,18	1,42	2,10	
110°	1,09	1,27	1,61	2,59	
120°	1,13	1,35	1,80	3,11	
130°	1,16	1,44	1,99	3,62	
140°	1,19	1,52	2,16	4,08	
150°	1,22	1,58	2,30	4,47	
160°	1,23	1,63	2,41	4,76	
170°	1,25	1,66	2,48	4,94	
180°	1,25	1,67	2,50	5,00	

$$t = t_0 \cdot z''_{\alpha k}$$

Um die FZ bei $LT (\alpha, k)$ zu finden, wird die FZ , die bei Windstille (= $FW:FG$) erforderlich ist, mit der zu α, k gehörigen Zahl $z''_{\alpha k}$ der Tafel multipliziert.

Entsprechend diesen beiden voranstehenden Tafeln von LTZ für einfache Fahrten lassen sich auch solche Tafeln aus LTZ für Doppelfahrten (zusammengehörige Hin- und Rückfahrten) herstellen. Im mathematischen Anhang lehrt Seite 248, Spalte 1, Zeile 4 v. u., daß die mittlere Geschwindigkeit v der Doppelfahrt mit derselben $LT (\alpha, k)$ sich aus der mittleren Geschwindigkeit v_e im Falle von Windstille während der Doppelfahrt ergibt als

$$v = v_e \cdot \frac{1 - k^2}{\sqrt{(1 - k^2 \sin^2 \alpha)}} = v_e \cdot z'''_{\alpha k}$$

Dieser LT -Faktor $z'''_{\alpha k} = \frac{1 - k^2}{\sqrt{(1 - k^2 \sin^2 \alpha)}}$ ist für die verschiedenen Werte von α und k zu berechnen, die so gewonnenen Zahlen sind zu einer 3. Tafel von LTZ zusammenzustellen. Die Berechnung der Zahlen $z'''_{\alpha k}$ für Winkel α zwischen 90° und 180° ist überflüssig. Die Zahl $z'''_{\alpha k}$ für einen stumpfen Winkel ist dieselbe, wie für dessen spitzen Nebenwinkel.

Die LTZ -Tafel zur Berechnung der Geschwindigkeiten von Doppelfahrten ist dann:

$k =$	0,2	0,4	0,6	0,8
$\alpha = 0^\circ$	0,96	0,84	0,64	0,36
10°	0,96	0,84	0,64	0,36
20°	0,96	0,85	0,65	0,37
30°	0,96	0,86	0,67	0,39
40°	0,97	0,87	0,69	0,42
50°	0,97	0,88	0,72	0,46
60°	0,97	0,90	0,75	0,50
70°	0,98	0,91	0,77	0,55
80°	0,98	0,91	0,79	0,58
90°	0,98	0,92	0,80	0,60

$$v = v_e \cdot z'''_{\alpha k}$$

Um die mittlere FG bei LT von α, k für Doppelfahrt zu finden, wird die FG bei Windstille (= EG) mit der zu α, k gehörigen Zahl $z'''_{\alpha k}$ multipliziert.

Will man die Entfernung berechnen, die ein LS bei Doppelfahrt in einer gegebenen Richtung unter dem Einfluß der $LT (\alpha, k)$ als Maximum noch erreichen kann, d. h. will man den Leistungshalbmesser (Aktionsradius) für die fragliche Richtung berechnen, so ermittelt man

zunächst den Aktionsradius für einfache Fahrt bei Windstille und multipliziert die Hälfte desselben mit $z''''_{\alpha k}$.

Endlich lehrt der mathematische Anhang (Seite 248, Spalte 1, Zeile 15 v. u.) die Gesamtzeit t der Doppelfahrt bei $LT(\alpha, k)$ aus der Gesamtzeit t_0 bei Windstille finden als

$$t = t_0 \cdot \frac{\sqrt{(1 - k^2 \sin^2 \alpha)}}{1 - k^2} = t_0 \cdot z''''_{\alpha k}$$

Die Vergleichung von $z''''_{\alpha k}$ mit $z'''_{\alpha k}$ ergibt, daß beide Zahlen reziprok sind; es ist wieder $z''''_{\alpha k} \cdot z'''_{\alpha k} = 1$ oder $z''''_{\alpha k} = \frac{1}{z'''_{\alpha k}}$.

Zu den Zahlen der letztbestimmten LTZ-Tafel werden die reziproken Zahlen berechnet und zu einer neuen vierten Tafel zusammengestellt.

Die LTZ-Tafel zur Berechnung der Fahrzeiten von Doppelfahrten lautet dann:

$k =$	0,2	0,4	0,6	0,8
$\alpha = 0^\circ$	1,04	1,19	1,56	2,78
10°	1,04	1,19	1,55	2,75
20°	1,04	1,18	1,53	2,67
30°	1,04	1,17	1,49	2,55
40°	1,03	1,15	1,44	2,38
50°	1,03	1,13	1,39	2,19
60°	1,03	1,12	1,34	2,00
70°	1,02	1,10	1,29	1,83
80°	1,02	1,09	1,26	1,71
90°	1,02	1,09	1,25	1,67

Für stumpfe Winkel α gelten die Zahlen ihrer spitzen Nebenwinkel.

$$t = t_0 \cdot z''''_{\alpha k}$$

Um die FZ bei LT von α, k für Doppelfahrt zu finden, wird die FZ bei Windstille (= FW:EG) mit der zu α, k gehörigen Zahl $z''''_{\alpha k}$ multipliziert.

Zwischen den LTZ für einfache Fahrt und jenen für Doppelfahrten besteht Beziehung, so daß die einen aus den anderen berechnet werden können. Ist z_h für die Hinfahrt LTZ bei α, k , ferner z_r für die Rückfahrt bei $90^\circ - \alpha$ und k , so ist $z''''_{\alpha k} = \frac{z_h z_r}{\frac{1}{2}(z_h + z_r)}$, wie im mathematischen Anhang, Seite 248, Spalte 1 u., nachgewiesen ist.

In allen bisherigen Betrachtungen war vorausgesetzt, daß die ER des LS unveränderlich sei, daß also bei LT der Kurs auf den unveränderlichen Kreuzungswinkel β eingestellt bleibe. Dabei ist allerdings auch vorausgesetzt, daß die LR und LG der LT sich nicht verändere, ebensowenig wie die EG des LS. Der FW des LS ist dann bei Wind wie bei Windstille ein gerader.

Die Navigation für die Fahrt von A nach B kann unter der Voraussetzung, daß während der ganzen Fahrt der Zielort B sichtbar bleibt, auch auf folgende Weise durchgeführt werden. Man stellt die Längsachse, das ist die ER des LS mit Beginn der Fahrt nach dem Ziel B hin ein. Durch die LT wird das LS aus seinem EW (AB) seitlich verschoben, es ist dann nicht mehr nach B gerichtet. Durch entsprechendes Steuern richtet man das LS aufs neue nach B und sorgt auch fernerhin durch geeignete Steuerstellungen dafür, daß an jedem Punkte des FW die ER des LS nach B weise. In diesem Fall wird aber der FW des LS keine Gerade, sondern eine Kurve und damit gegenüber der Geraden AB ein Um-

weg. Bequem ist ja, daß dies Verfahren sich von selbst einer jeden Änderung der LG, LR, EG sofort anpaßt; es ist die Kenntnis der Größe und Richtung der LT ganz unnötig, es braucht kein Kreuzungswinkel β bestimmt, kein Kompaß benutzt zu werden. Jedoch ist bei Fahrten über einer Wolkendecke oder im Nebel oder bei Nacht und auch dann, wenn der Zielort zu weit entfernt ist, das Ziel nicht sichtbar, damit versagt das Verfahren. Übrigens ist doch selbstverständlich, daß man jederzeit den kürzesten Weg zur Erreichung des Zieles wählt, daß man demnach, wenn die Möglichkeit gegeben ist, längs der Geraden AB und nicht längs einer Kurve von A nach B fährt, mag letzteres auch vom Gesichtspunkt des Navigierens aus bequemer sein. Die Navigation lehrt ja eben, wie man es anzufangen hat, um das LS auf den kürzesten Weg von A nach B zu führen.

Das Fahrtdreieck.

Die bei einer Fahrt des LS in Betracht kommenden Größen EW, LW, FW, α, β sind Stücke desselben Dreiecks. Es handelte sich ja auch bei den Bestimmungen einzelner dieser Größen aus den übrigen nur um Dreieckskonstruktionen. Die Lösung der sich so ergebenden Aufgaben durch Zeichnung und Messung ist umständlich und zeitraubend. Eine rasche mechanische Lösung solcher Aufgaben ist besonders während der Fahrt im LS erwünscht. Hierzu dient ein Apparat aus drei Maßstäben, die gelenkig miteinander verbunden sind und in jeder beliebigen Stellung zueinander festgeklemmt werden können. Zwei der Winkel dieses Fahrtdreiecks kann man auf Gradbogen, die nach ganzen Winkelgraden geteilt sind, ablesen. Bei a wird Winkel α eingestellt, bei b Winkel β . Auf den beiden von a ausgehenden Schenkeln erscheinen als Längen LW und FW; auf dem Schenkel, der dem Winkel α gegenüber liegt, erscheint der EW. Statt EW, LW, FW werden auch die diesen proportionalen Größen EG, LG, FG eingestellt oder abgelesen. Da in bezug auf den FW die Winkel α und β sowohl steuerbords als backbords auftreten, ist das Fahrtdreieck bei a zum Durchschlagen eingerichtet. Sind drei der fünf oben genannten Größen gegeben und die zwei übrigen gesucht, so kann der Fall vorkommen, daß die Einstellung des Fahrtdreiecks auf die gegebenen drei Stücke unmöglich ist. Damit gelangt die Unlösbarkeit der gestellten Aufgabe zum Ausdruck.

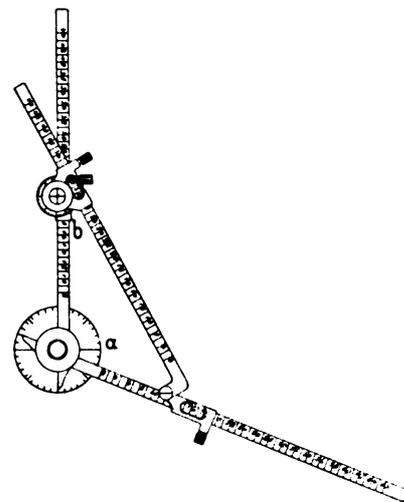


Fig. 16.

Mathematischer Anhang.

Als algebraische Größen seien $FW = AB$ durch w , FG durch v , FZ durch t bezeichnet, entsprechend $EW = BC$ durch w_e , EG durch v_e , $LW = AC$ durch w_1 , LG durch v_1 ; der LT-Winkel = $\angle CAB$ sei α , der Kreuzungswinkel sei β . Dann ist $w = vt$, $w_e = v_e t$, $w_1 = v_1 t$, $\sin \beta = \frac{w_1}{w_e} \sin \alpha = \frac{v_1}{v_e} \sin \alpha = k \sin \alpha$. Da β immer als spitzer Winkel zu wählen ist, so wird die Lösung für β mittels $\sin \beta$ eindeutig. (Fig. 17.)

Für die Rückfahrt von B nach A unter denselben Umständen wie bei der Hinfahrt von A nach B ist FW oder die Strecke BA wieder w , dann $FG = v'$, $FZ = t'$,

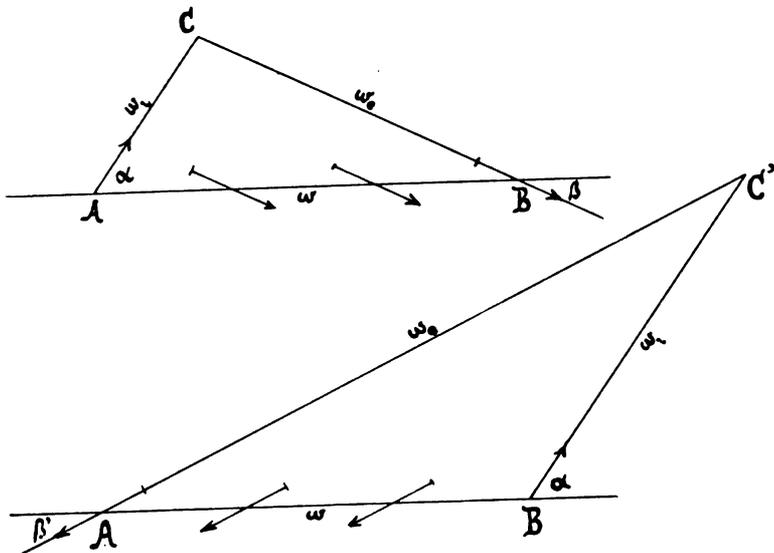


Fig. 17.

$EW = AC' = w_e'$, $EG = v_e$, $LW = BC' = w_e'$, $LG = v_e$, $\angle ABC' = \alpha' = 180^\circ - \alpha$ und ferner $w = v't'$, $w_e' = v_e t'$, $w_e' = v_e t'$, $\sin \beta' = \frac{w_e'}{v_e} \cdot \sin \alpha' = \frac{v_e t'}{v_e} \sin (180^\circ - \alpha) = k \sin \alpha = \sin \beta$, also $\beta' = \beta$.

Die Gesamt-FZ für Hin- und Rückfahrt (für eine Doppelfahrt) sei $t_d = t + t' = \frac{w_e}{v_e} + \frac{w_e'}{v_e} = \frac{1}{v_e} (w_e + w_e')$.

Nun ist $w_e = w \frac{\sin \alpha}{\sin(\alpha + \beta)}$, $w_e' = w \frac{\sin(180^\circ - \alpha)}{\sin(\alpha - \beta)}$
 $w \cdot \frac{\sin \alpha}{\sin(\alpha - \beta)}$, $w_e + w_e' = w \sin \alpha \cdot \frac{2 \sin \alpha \cos \beta}{\sin(\alpha + \beta) \sin(\alpha - \beta)}$
 $= 2 w \frac{\sin^2 \alpha \sqrt{1 - \sin^2 \beta}}{\sin^2 \alpha - \sin^2 \beta}$.

Wird in die Gleichung $\sin \beta = k \sin \alpha$ eingeführt, so ergibt sich $t_d = \frac{2 w}{v_e} \cdot \frac{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha}}{1 - k^2} = t_0 \frac{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha}}{1 - k^2}$
 $= t_0 \cdot \frac{1}{z_{\alpha k}'''} = t_0 \cdot z_{\alpha k}''''$.

Für $\alpha = 90^\circ$ ist $t_d = \frac{2 w}{v_e \sqrt{1 - k^2}} = t_1$, für $\alpha = 0$ ist $t_d = \frac{2 w}{v_e (1 - k^2)} = t_2$, somit $t_1 < t_2$, d. h. Gesamt-FZ in der LR ist größer als senkrecht zu dieser Richtung LR oder zur LT.

Für $k = 0$, d. h. bei Windstille ist $t_0 = \frac{2 w}{v_e} = 2 t$, also $t_0 < t_1 < t_2$. Die kürzeste Gesamt-FZ ergibt sich für die Doppelfahrt bei Windstille, die längste bei Wind in der LR.

Die Gleichung $v = \frac{2 w}{t_d} = v_e \cdot \frac{1 - k^2}{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha}} = v_e z_{\alpha k}''''$ lehrt die mittlere FG aus EG, α und k berechnen.

Aus v_e , v_l und α sei $FG = v$ und $FZ = t$ für einfache Fahrt zu berechnen.

Es ist

$$v = \frac{w}{t} = v_e \cdot \frac{w}{w_e} = v_e \cdot \frac{\sin(\alpha + \beta)}{\sin \alpha} = v_e \cdot (\cos \beta + \cot \alpha \cdot k \sin \alpha) = v_e \cdot (\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha} + k \cos \alpha).$$

Hieraus $z_{\alpha k}' = \frac{v}{v_e} = \sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha} + k \cos \alpha$.

Für $\alpha = 0^\circ$ wird $v = v_2 = v_e \cdot (1 + k) = v_e + v_l$,
 für $\alpha = 180^\circ$ wird $v = v_1 = v_e \cdot (1 - k) = v_e - v_l$,
 für $\alpha = 90^\circ$ wird $v = v_3 = v_e \sqrt{1 - k^2} = \sqrt{v_e^2 - v_l^2} = \sqrt{v_1 v_2}$, also $v_1 < v_3 < v_2$.

Zur Berechnung von FZ dient als Grundlage $w = vt$. Es ist dann

$$t = \frac{w}{v} = \frac{w}{v_e} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha} + k \cos \alpha} = t_0 \cdot \frac{1}{z_{\alpha k}''} = t_0 \cdot z_{\alpha k}''''$$

Für $\alpha = 0^\circ$ wird $t = t_2 = \frac{t_0}{1 + k}$,
 für $\alpha = 180^\circ$ wird $t = t_1 = \frac{t_0}{1 - k}$,
 für $\alpha = 90^\circ$ wird $t = t_3 = \frac{t_0}{\sqrt{1 - k^2}}$, also $t_1 > t_3 > t_2$.

Aus der LTZ für Hinfahrt $z_{\alpha k}' = \sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha} + k \cos \alpha = z_h$ und aus der LTZ für Rückfahrt

$$z_r = \sqrt{1 - k^2 \sin^2 [180^\circ - \alpha]} + k \cos(180^\circ - \alpha) = \sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha} - k \cos \alpha$$

kann die LTZ für Doppelfahrt (Hin- und Rückfahrt unter gleichen Umständen)

$$z_d = z_{\alpha k}'''' = \frac{1 - k^2}{\sqrt{1 - k^2 \sin^2 \alpha}}$$

auch unmittelbar berechnet werden.

Es ist

$$z_h = \frac{v_h}{v_e}, \quad z_r = \frac{v_r}{v_e}, \quad z_d = \frac{v}{v_e} = \frac{2 w}{v_e t_d}, \quad w = v_h t_h = v_r t_r;$$

hieraus folgt

$$\frac{z_h}{z_r} = \frac{v_h}{v_r} = \frac{t_r}{t_h} \text{ und hieraus } \frac{t_h + t_r}{t_h} = \frac{t_d}{t_h} = \frac{z_h + z_r}{z_r},$$

daraus aber:

$$t_h = t_d \cdot \frac{z_r}{z_h + z_r}.$$

Ferner ist

$$2 w = 2 v_h t_h = 2 v_e z_h t_d \cdot \frac{z_r}{z_h + z_r} = v_e t_d \cdot \frac{z_h z_r}{\frac{1}{2} (z_h + z_r)};$$

hieraus ergibt sich

$$\frac{2 w}{v_e t_d} = z_d = \frac{z_h z_r}{\frac{1}{2} (z_h + z_r)} \text{ oder } z_{\alpha k}'''' = \frac{z_h z_r}{\frac{1}{2} (z_h + z_r)} \text{ und auch } z_{\alpha k}'''' = \frac{1}{z_{\alpha k}''} = \frac{\frac{1}{2} (z_h + z_r)}{z_h z_r}.$$

Ersetzt man im Ausdruck für $z_{\alpha k}''''$ die Größen z_h und z_r durch die obigen Funktionen von α und k , so ergibt sich auch die folgende der obigen Funktionen von α und k für z_d .

Aus α , v_h und v_r , den FG bei der Hin- und bei der Rückfahrt soll nun v_e und v_l berechnet werden.

$$\begin{aligned} v_h &= v_e \left(\sqrt{(1 - k^2 \sin^2 \alpha)} + k \cos \alpha \right) \\ v_r &= v_e \left(\sqrt{(1 - k^2 \sin^2 \alpha)} - k \cos \alpha \right) \\ v_h - v_r &= 2 v_e k \cos \alpha = 2 v_l \cos \alpha \\ v_l &= \frac{v_h - v_r}{2 \cos \alpha} \end{aligned}$$

Die EG v_e kann entweder unter Zuhilfenahme der eben ermittelten LG v_l oder unmittelbar aus α , v_h , v_r errechnet werden.

$$\begin{aligned} v_h \cdot v_r &= v_e^2 (1 - k^2) = v_e^2 - v_l^2 \\ v_e &= \sqrt{(v_l^2 + v_h v_r)}. \end{aligned}$$

Ersetzt man im Ausdruck für v_e die Größe v_l durch $\frac{v_h - v_r}{2 \cos \alpha}$, so entsteht $v_e = \frac{1}{2 \cos \alpha} \sqrt{(v_h^2 + v_r^2 + 2 v_h v_r \cos 2 \alpha)}$.

Die Gleichung $v_l = \frac{v_h - v_r}{2 \cos \alpha}$ erlaubt eine einfache zeichnerische Herstellung von v_l . Auf den einen Schenkel des Winkels α trägt man vom Scheitel A aus $v_h = AB_1$, von B_1 aus gegen A hin $v_r = B_1 B_2$, errichtet dann zu $AB_2 = v_h - v_r$ die Mittelsenkrechte, deren Schnittpunkt M mit dem andern Schenkel des Winkels α die Strecke $AM = v_l$ bestimmt. Ferner ist $B_1 M = v_e$, wie in Fig. 17 die Dreiecksseite BC zeigt. Auch die zwei Gleichungen

$$v_e = \sqrt{(v_l^2 + v_h v_r)}$$

und

$$v_e = \frac{1}{2 \cos \alpha} \cdot \sqrt{(v_h^2 + v_r^2 + 2 v_h v_r \cos 2 \alpha)}$$

lassen weitere, minder einfache Konstruktionen zu.

Bei Windstille ist das Leistungsfeld des LS ein Kreis, dessen Halbmesser $w = \frac{1}{2} v_e t_m$ ist; t_m sei das FZ-Maximum. Es soll nun das Leistungsfeld für Wind bestimmt werden. Die Leistungshalbmesser ϱ von A aus sind verschieden lang. Um $\varrho = w$ als FW der Hinfahrt oder der Rückfahrt einer Doppelfahrt zu bestimmen, wird

$$t = \frac{2 w}{v_e} \cdot \frac{\sqrt{(1 - k^2 \sin^2 \alpha)}}{1 - k^2}$$

umgeformt in

$$w = \varrho = \frac{t}{2} \cdot v_e \cdot \frac{1 - k^2}{\sqrt{(1 - k^2 \sin^2 \alpha)}}$$

Wächst α von 0° bis 90° , so wächst

$$\varrho \text{ von } \varrho' = \frac{t}{2} \cdot v_e \cdot (1 - k^2) \text{ bis } \varrho'' = \frac{t}{2} \cdot v_e \sqrt{(1 - k^2)}.$$

Hieraus ergibt sich $\varrho' = \varrho'' \sqrt{(1 - k^2)}$. Da k ein echter Bruch, so ist auch $\sqrt{(1 - k^2)}$ ein echter Bruch, also $\varrho' < \varrho''$. Es ist nun zu beweisen, daß die Grenzlinie des Leistungsfeldes eine Ellipse mit ϱ' und ϱ'' als kleiner und großer Halbachse ist. Zur Grundlage des Beweises dient die Beziehung $\varrho^2 \cdot (a^2 \sin^2 \omega + b^2 \cos^2 \omega) = a^2 b^2$ als Bedingungsgleichung für die Ellipse, wenn a und b die große und kleine Halbachse der Ellipse, ω der Winkel von ϱ mit a ist. Zu $w = 0^\circ$ gehört $\varrho = a = \varrho''$ als große, zu $w = 90^\circ$ gehört $\varrho = b = \varrho'$ als kleine Halbachse. Es ist nun $\varrho = \frac{t}{2} \cdot v_e \cdot \frac{1 - k^2}{\sqrt{(1 - k^2 \sin^2 \alpha)}}$ in die Form der Ellipsengleichung umzuwandeln.

$$\varrho^2 (1 - k^2 \sin^2 \alpha) = \frac{t^2}{4} \cdot v_e^2 \cdot (1 - k^2)^2,$$

$$\varrho^2 (\cos^2 \alpha + (1 - k^2) \sin^2 \alpha) = \frac{t^2}{4} \cdot v_e^2 \cdot (1 - k^2)^2,$$

$$\begin{aligned} \varrho^2 (v_e^2 (1 - k^2) \cos^2 \alpha + v_e^2 (1 - k^2) \sin^2 \alpha) &= \frac{t^2}{4} \cdot v_e^4 \cdot (1 - k^2)^3, \\ \varrho^2 \left(\frac{t^2}{4} \cdot v_e^2 \cdot (1 - k^2) \cdot \sin^2 (90^\circ - \alpha) + \frac{t^2}{4} \cdot v_e^2 (1 - k^2) \cos^2 (90^\circ - \alpha) \right) & \\ &= \frac{t^2}{4} \cdot v_e^2 (1 - k^2) \cdot \frac{t^2}{4} \cdot v_e^2 (1 - k^2)^2. \end{aligned}$$

Verglichen mit der obigen Ellipsengleichung ergibt sich nun

$$\begin{aligned} a &= \frac{t}{2} \cdot v_e \sqrt{1 - k^2} = \varrho'', \quad b = \frac{t}{2} \cdot v_e (1 - k^2) = \varrho', \\ \omega &= 90^\circ - \alpha. \end{aligned}$$

Damit ist der Beweis erbracht, daß im Falle von Wind (oder LT) das Leistungsfeld des LS eine Ellipse ist.

Um diese Ellipse bequem zeichnen zu können, werden nun die Krümmungsmittelpunkte der Ellipse für G und K , die Endpunkte der großen und kleinen Halbachse aufgesucht. Der Krümmungsradius für G ist $r_a = \frac{b^2}{a}$, für K ist $r_b = \frac{a^2}{b}$. Errichtet man zu GK in G und K Senkrechte, trägt dann AN von K aus in die Gerade über A ein, ebenso AP von G aus in die Gerade GA , so entstehen dadurch die zwei Krümmungsmittelpunkte C und D .

Da $r_b = \frac{a^2}{b} = \frac{t}{2} \cdot \frac{1 - k^2}{1 - k^2} \cdot v_e = \frac{1}{2} v_e t$ ist, so ergibt sich auch

$$r_b = \frac{1}{2} w. \text{ Weil ferner } \frac{AG}{AN} = \frac{a}{a^2} = \frac{b}{a} \text{ und auch } \frac{AC}{AD} = \frac{a - \frac{b^2}{a}}{a^2 - b} = \frac{b}{b - a}$$

ist, so muß $DCB \parallel GN$ sein.

Wenn eine Ellipse vom Kreise wenig verschieden ist, so läßt sich aus zwei Kreisbogen die Vierteilellipse, aus vier Kreisbogen die ganze Ellipse zusammensetzen.

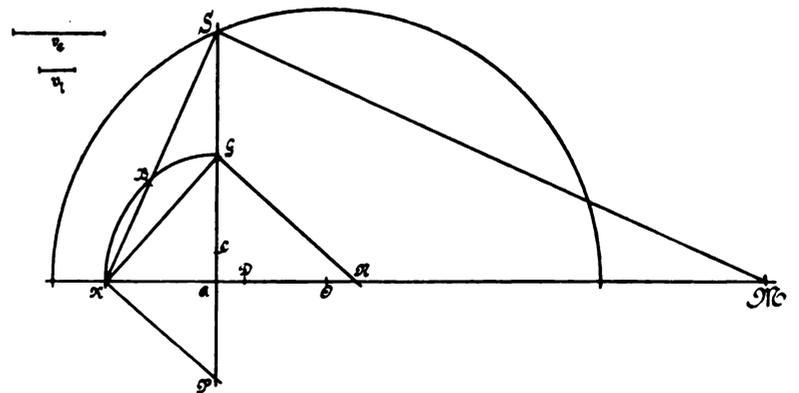


Fig. 18.

Die beigegebene Zeichnung (Fig. 18) ist für $k = 0,4$ ausgeführt. Ebenso lassen sich die Ellipsen zu $0,1$ bis $0,4$ für k aus vier Kreisbogen zusammensetzen. Da $\frac{b}{a} = \sqrt{(1 - k^2)}$ ist, gehört zu

k	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5
$\frac{b}{a}$	1	0,99	0,98	0,95	0,92	0,87

Es ist somit bei $0,1$ bis $0,4$ für k die kleine Halbachse der Ellipse um 1% bis 8% kürzer als a ; erst wenn der Wind die halbe EG erreicht, wird der Unterschied beider Halbachsen 13% oder $\frac{1}{8}$ der großen Halbachse.

Wenn man sich die Ellipse zu t Stunden als dem Maximum der FZ für den gegebenen Treibstoffvorrat

gezeichnet hat (wobei t als Quotient aus Vorrat durch Stundenverbrauch sich ergibt), so ist diese Ellipse überhaupt das Leistungsfeld des LS . Nur die Fläche der Ellipse wird vom LS beherrscht; weiter hinaus darf es nicht fahren, wenn es an den Ausgangspunkt zurückkehren muß.

Ist eine solche Ellipse beispielsweise für $t=4$ Stunden gezeichnet worden, so ergeben sich die Halbachsen der übrigen Ellipsen für andere Stundenzahlen aus AG und AK durch Teilung und Vervielfältigung der Teile. Man stellt $\frac{1}{4} AG$ her und trägt diesen Teil von A aus fortgesetzt auf AG und über G hinaus ein, ebenso $\frac{1}{4} AK$ wiederholt in die andere Achse. In ganz gleicher Weise erhält man auch die zu den neuen Ellipsen gehörigen Krümmungsmittelpunkte aus AC und AD .

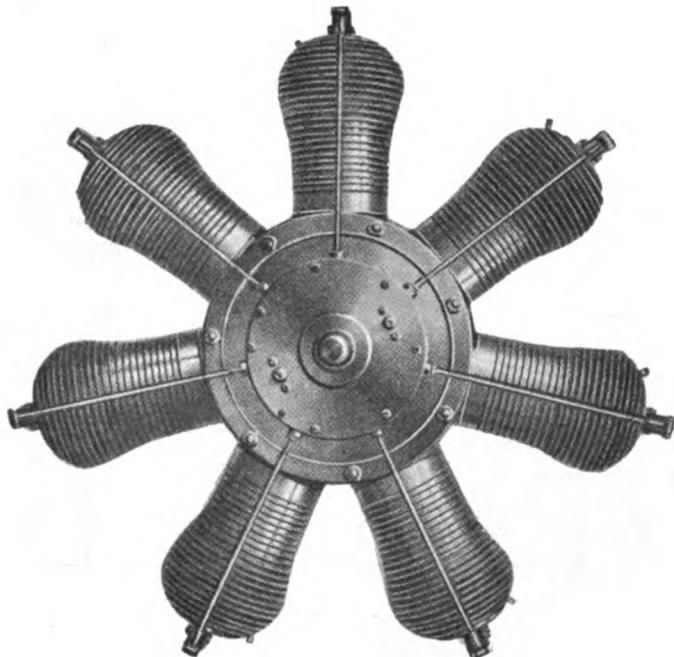
Umlauf-Motoren.

Von G. Schendel.

I. Der Gnome-Motor.

Dynamik des Gnome-Motors.

Betrachtet man die Zusammenstellung der Flugapparate der großen Flugwoche von Reims in Heft 14 dieser Zeitschrift, so fällt unter der Rubrik »Motor« einem sofort das Wort »Gnome« auf. Von 61 Flugzeugen waren 32 mit einem Gnome-Motor ausgerüstet.



Auch in Deutschland braucht man heute nicht mehr erwähnen, daß dieser Gnome-Motor, der vor Jahresfrist noch wenig bekannt war, gegenwärtig der Vertreter der Motoren mit kreisenden Zylindern, der sog. »Umlauf-Motoren«, ist.

Dem Grundschemata nach ist der Gnome-Motor zugleich der einfachste Vertreter seiner Art.

Man kann ihn sich vorstellen als die Umkehrung eines sternförmigen Motors. Die Kurbelwelle ist festgehalten und die 7 Zylinder, die alle in einer Ebene liegen, rotieren. Die Schraube ist direkt mit dem Zylindergehäuse gekuppelt. Die Fabrik baut in letzter Zeit Motoren mit Doppelkurbel und 14 Zylindern. Während der Motor mit 7 Zylindern 50 PS leisten soll, werden für den Motor mit 14 Zylindern 100 PS angegeben. Mit einem solchen Motor hat Morane seine großartigen Flüge in Reims ausgeführt.

Fig. 1 zeigt einen schematischen Schnitt durch den Gnome-Motor. Unter der vereinfachenden Annahme, daß alle Pleuelstangen direkt am Kurbelzapfen angreifen, bewegen sich die Zylinder im Kreise um den Mittelpunkt A , die Kolben um B . Es sind also keine auf- und abgehenden

Massen vorhanden, sondern nur rotierende. Die Drehung der Zylinder kann man, da der Zylinderkranz eine große Masse darstellt, als gleichförmig ansehen. Die Winkelgeschwindigkeit sei ω . Dann zeigt ein Blick auf Fig. 2, daß die Rotation der Kolben ungleichförmig sein muß. Sie erreicht ihr Maximum im oberen Totpunkte, wo

$$v_{max} = \omega \cdot (l + r),$$

ihr Minimum im unteren Totpunkte, wo

$$v_{min} = \omega \cdot (l - r).$$

Die Differenz $v_{max} - v_{min}$ wird also gleich $\omega \cdot 2r$. Hierbei bedeutet l die Länge der Pleuelstange, r die des Kurbelarms, ihr Verhältnis sei $\lambda = \frac{r}{l}$.

An Hand der Fig. 2 soll die Abhängigkeit der Winkelgeschwindigkeit der Kolben, welche wir φ nennen wollen, von der gleichförmigen Winkelgeschwindigkeit ω der Zy-

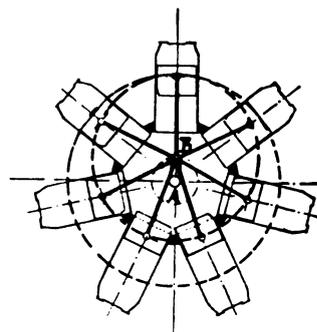


Fig. 1. Schema des Gnome-Motors. A Mittelpunkt der Zylinder-Kreiser, B Mittelpunkt der Kolben-Kreiser.

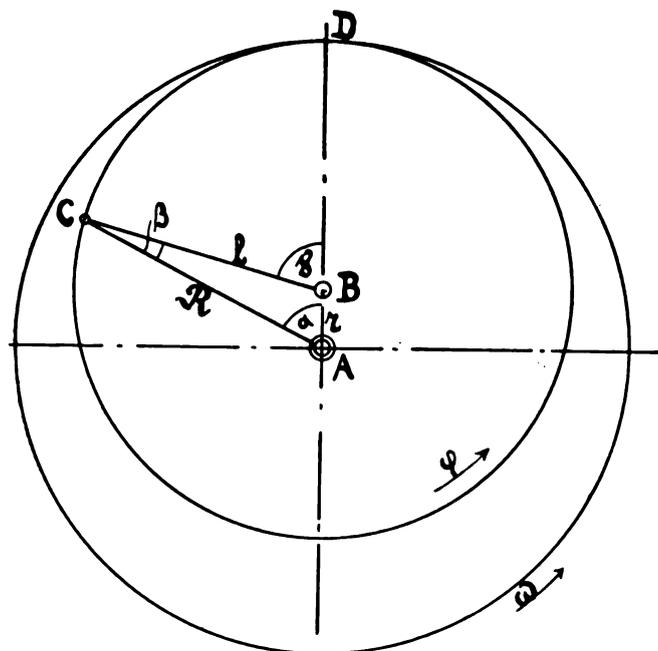


Fig. 2. Winkelschema des Getriebes.

linder festgestellt werden. Hat ein Zylinder vom oberen Totpunkt aus den Winkel $DAC = \alpha$ bestrichen, so ist der zugehörige Kolben über den Winkel $DBC = \gamma$ gegangen:

$$\sphericalangle BCA = \beta = \gamma - \alpha.$$

Nach dem Sinussatz ist nun

$$\frac{\sin \beta}{\sin \alpha} = \frac{r}{l} = \lambda,$$

also

$$\sin \beta = \lambda \sin \alpha.$$

Da β immer ein kleiner Winkel bleibt, so kann man angenähert setzen:

$$\sin \beta = \beta,$$

also

$$\beta = \lambda \sin \alpha.$$

Der Maximalwert für β tritt bei

$$\alpha = 90^\circ$$

ein mit

$$\beta = \lambda.$$

Beim Gnome-Motor ergibt sich

$$\lambda = \frac{60}{213} = 0,282$$

$$\beta_{max} = \arcsin 0,282 = \frac{360 \cdot 0,282}{2\pi} = 16^\circ,15 \text{ (angenähert)}$$

$$\beta_{max} = \arcsin 0,282 = 16^\circ 23' = 16^\circ,38 \text{ (genau).}$$

Der Fehler obiger Annäherung beträgt

$$\frac{0,23}{16,38} = 0,014$$

noch nicht $1\frac{1}{2}\%$.

$$\gamma = \alpha + \lambda \cdot \sin \alpha,$$

nach der Zeit differenziert ergibt

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{d\alpha}{dt} (1 + \lambda \cdot \cos \alpha);$$

α und γ waren die vom Zylinder oder Kolben bestrichenen Winkel, also

$$\frac{d\alpha}{dt} = \omega$$

und

$$\frac{d\gamma}{dt} = \varphi$$

die entsprechenden Winkelgeschwindigkeiten. Es ist

$$\varphi = \omega (1 + \lambda \cdot \cos \alpha).$$

Noch einmal nach der Zeit differenziert, gibt ψ , da wir ω als konstant angenommen hatten,

$$\frac{d\varphi}{dt} = \omega \left(0 - \lambda \sin \alpha \frac{d\alpha}{dt} \right) = -\omega^2 \lambda \sin \alpha.$$

Dies ist die Winkelbeschleunigung, welche wir mit ψ bezeichnen wollen:

$$\psi = -\omega^2 \cdot \lambda \sin \alpha.$$

Die Werte φ und ψ , mit der Pleuelstangenlänge l multipliziert, ergeben Geschwindigkeit und Beschleunigung, wie sie die Kurven (Fig. 3) zeigen, bezogen auf die Zylinderdrehung, die ja genau dem Kurbelwinkel eines festen Motors

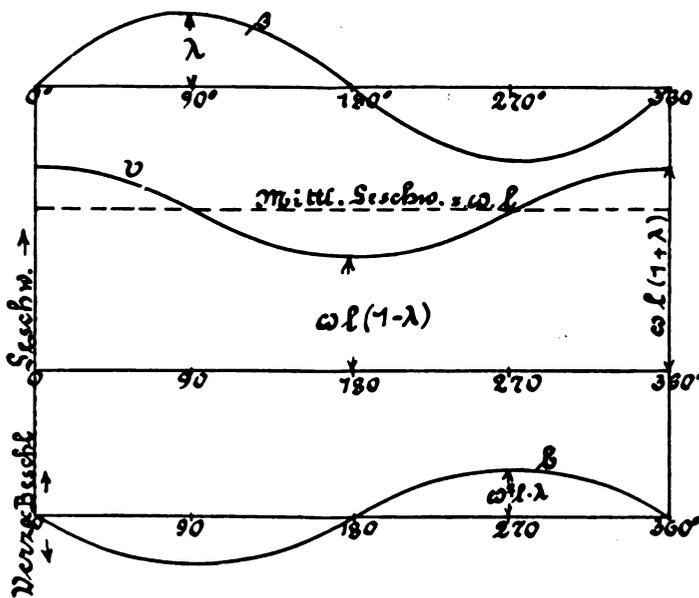


Fig. 3. Winkel β , Geschwindigkeit und Beschleunigung der Pleuelstange, bezogen auf die Zylinderdrehung.

entspricht. Damit der Leser sieht, um welche Größen es sich hierbei handelt, sind dieselben für den Gnome-Motor und zwar für 1000 Umdr./min. errechnet. Die Auslenkung des Pleuels gegen die Zylinderachse beträgt maximal $\approx 16^\circ$. Die Geschwindigkeit des Pleuelbolzens im oberen Totpunkte beträgt, da der Kurbelradius $r = 60$ mm und die Pleuelstange $l = 213$ mm mißt,

$$v_{max} = l \cdot \omega (1 + \lambda) = \omega (l + r) = 104,7 \cdot 0,273 = 28,6 \text{ m/sek.}$$

$$v_{min} = l \cdot \omega (1 - \lambda) = \omega (l - r) = 104,7 \cdot 0,153 \approx 16,0 \text{ m/sek.}$$

im unteren Totpunkte, d. i. ein Geschwindigkeitsunterschied von 12,6 m/sek. während einer halben Umdrehung, während

$$2 \cdot 1000 = \frac{3}{100} \text{ Sekunden.}$$

Die Maximalbeschleunigung wird

$$p = l \omega^2 \lambda = 0,213 \cdot 104,27 \cdot \frac{1}{3,55} = 660 \text{ m/sek}^2.$$

Die Kraft, die nötig ist, um 1 kg diese Geschwindigkeit zu erteilen, beträgt

$$P = \frac{1}{g} \cdot 660 = 67,5 \text{ kg.}$$

Es kommen ungefähr 1,5 kg in Betracht, also ≈ 100 kg treten rein zusätzlich als Druck zwischen Pleuelbolzen und Zylinder infolge der Rotation bereits bei 1000 Umdr./min auf.

Wir haben dabei nicht berücksichtigt, daß die Beschleunigung nicht genau unter 90° gegen die Zylinderachse gerichtet ist, also eigentlich noch eine Kräftezerlegung stattfinden müßte. Für Überschlagsrechnungen genügt der Wert, wenn wir uns klar sind, daß wir nach unten abgerundet haben. Die genauen Werte wollen wir jetzt, nachdem wir uns einen Überblick verschafft haben, um was es sich handelt, auf eine andere Methode ermitteln, die uns noch ganz andere Einblicke in das Kräftespiel gewähren wird. Wir wollen die Vorgänge analytisch untersuchen.

Wir betrachten den Weg, welchen etwa die Achse des Pleuelbolzens beschreibt. Wie aus Fig. 4 ersichtlich ist,

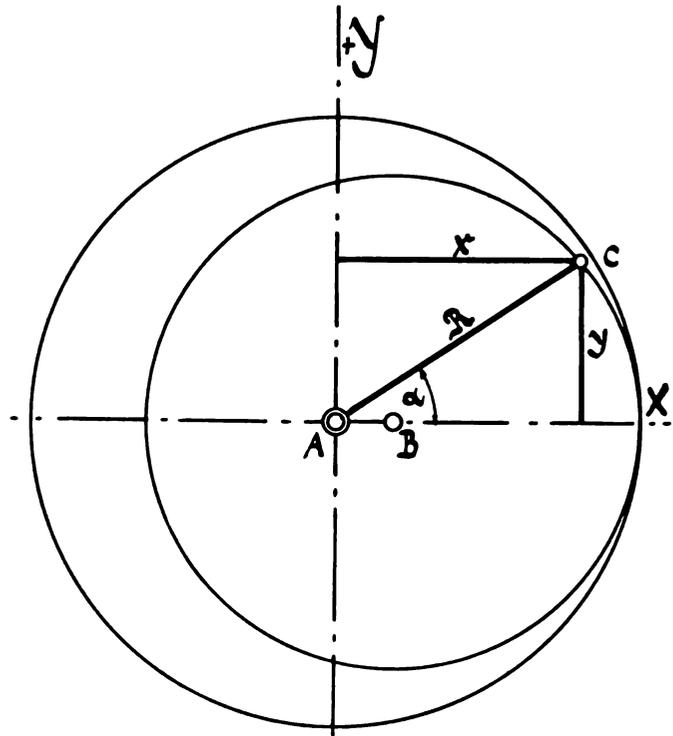


Fig. 4. Koordinatenschema.

sind die Koordinaten dieses Weges bezogen auf ein mit 2 Hauptachsen des Motors zusammenfallendes Achsenkreuz

$$x = R \cdot \cos \alpha \quad \text{und} \quad y = R \cdot \sin \alpha.$$

Das Schema des Motors ist um 90° gedreht um für das Achsenkreuz auf die meist gebräuchliche Anfangsstellung zu kommen.

Durch Differentiation erhalten wir die Geschwindigkeitskomponenten

$$\frac{dx}{dt} = -R \sin \alpha \frac{d\alpha}{dt} + \cos \alpha \frac{dR}{dt}.$$

Dabei ist $\frac{d\alpha}{dt} = \omega =$

Winkelgeschwindigkeit der Zylinder, die wir als konstant ansehen dürfen, also

$$\frac{dx}{dt} = -\omega \cdot R \cdot \sin \alpha + \cos \alpha \frac{dR}{dt}$$

$$\frac{dy}{dt} = +\omega \cdot R \cdot \cos \alpha + \sin \alpha \frac{dR}{dt}.$$

Durch abermalige Differentiation ergeben sich die Beschleunigungskomponenten:

$$1) \quad \frac{d^2 x}{dt^2} = -\omega^2 R \cos \alpha - 2 \omega \cdot \sin \alpha \frac{dR}{dt} + \cos \alpha \frac{d^2 R}{dt^2}$$

$$2) \quad \frac{d^2 y}{dt^2} = -\omega^2 R \sin \alpha + 2 \omega \cos \alpha \frac{dR}{dt} + \sin \alpha \frac{d^2 R}{dt^2}.$$

Zerlegen wir diese Teilbeschleunigungen in Komponenten, die normal zur Zylinderachse stehen (b_n), und solche, die radial in die Achsenrichtung fallen (b_r), und addieren diese

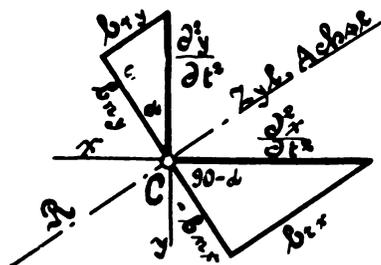


Fig. 5. Komponentenzzerlegung der Beschleunigungen.

Teile, so kennen wir nach dem Satz Kraft = Masse \times Beschleunigung alle auftretenden Kräfte.

Nach Fig. 5 ist

$$b_{rx} = \frac{d^2 x}{dt^2} \sin(90 - \alpha) = \frac{d^2 x}{dt^2} \cdot \cos \alpha$$

$$b_{ry} = \frac{d^2 y}{dt^2} \sin \alpha, \text{ also}$$

$$b_{rx} = -R \omega^2 \cos^2 \alpha - 2 \omega \sin \alpha \cdot \cos \alpha \frac{dR}{dt} + \cos^2 \alpha \frac{d^2 R}{dt^2}$$

$$b_{ry} = -R \omega^2 \sin^2 \alpha + 2 \omega \sin \alpha \cdot \cos \alpha \frac{dR}{dt} + \sin^2 \alpha \frac{d^2 R}{dt^2}$$

$$b_r = -R \omega^2 (\sin^2 \alpha + \cos^2 \alpha) + \frac{d^2 R}{dt^2} (\sin^2 \alpha + \cos^2 \alpha)$$

oder

$$b_r = -R \omega^2 + \frac{d^2 R}{dt^2}.$$

In gleicher Weise ermitteln wir b_n , müssen jedoch berücksichtigen, daß die Richtung von b_{nx} negativ ist, wenn wir b_{ny} als in der Drehrichtung liegend als positiv nehmen.

$$b_{nx} = +R \omega^2 \sin \alpha \cdot \cos \alpha + 2 \omega \sin^2 \alpha \frac{dR}{dt} - \sin \alpha \cdot \cos \alpha \frac{d^2 R}{dt^2}$$

$$b_{ny} = -R \omega^2 \sin \alpha \cdot \cos \alpha + 2 \omega \cos^2 \alpha \frac{dR}{dt} + \sin \alpha \cdot \cos \alpha \frac{d^2 R}{dt^2}$$

$$b_n = 2 \omega \frac{dR}{dt}.$$

Ehe wir weiter entwickeln, wollen wir uns klar machen, was diese Formeln bedeuten.

R hatten wir den Abstand des Kolbenbolzens vom Mittelpunkt A des Motors genannt. Es ist $R = l + r$ vermindert um den relativen Kolbenweg, folglich

$\frac{dR}{dt}$ die Geschwindigkeit des Kolbenbolzens gegenüber dem Mittelpunkt und damit gegenüber irgendeinem Punkt des Zylinders, d. i. die Relativgeschwindigkeit, und

$\frac{d^2 R}{dt^2}$ die entsprechende Relativbeschleunigung.

Die Gleichungen können wir der Hütte I (20. Aufl. S. 826) entnehmen, jedoch tritt bei uns, da wir alle Bewegungen usw. eindeutig auf den Motormittelpunkt A und das Achsenkreuz beziehen, das \pm Zeichen nicht auf, denn es rührt nur daher, daß dort für Hin- und Rückgang je ein besonderer Ausgangspunkt angenommen ist.

$$R = r \cdot \cos \alpha + l \cdot \cos \beta,$$

das ist angenähert

$$R = l + r (\cos \alpha - 1/2 \lambda \sin^2 \alpha) \cong \frac{r}{\lambda} (1 + \lambda \cos \alpha)$$

$$\frac{dR}{dt} = \omega r \sin \alpha (1 + \lambda \cos \alpha)$$

$$\frac{d^2 R}{dt^2} = -\omega^2 r (\cos \alpha + \lambda \cos 2 \alpha)$$

In $b_n = 2 \omega \frac{dR}{dt}$ wird mancher den Satz von Coriolis erkennen, welcher besagt (vergl. Hütte I 20. Aufl. S. 145; Föppl, Mechanik Bd. IV, Lorenz Techn. Mechanik):

Bewegt sich ein Körper in einer Führung, die mit der gleichförmigen Winkelgeschwindigkeit ω rotiert, so übt er infolge der eintretenden Absolutbeschleunigung einen Druck gegen diese aus, der durch das doppelte Produkt seiner Masse, der Winkelgeschwindigkeit ω , der Relativgeschwindigkeit c und dem Sinus des Winkels ϵ , den die Geschwindigkeitsrichtung mit der Drehachse bildet:

$$P = 2 M \omega \cdot c \cdot \sin \epsilon.$$

In unserem Falle ist $\epsilon = 90^\circ$, $\sin \epsilon = 1$. Da dieser Satz sonst nur sehr wenig in der Technik gebraucht wird, höchstens für die Konstruktion von Turbinen und Kreisellrädern, meines Wissens aber nirgends im Motoren- oder Automobilbau, und da er infolgedessen manchem Ingenieur nicht geläufig sein dürfte, habe ich es für richtig gehalten, ihn für diesen besonderen Fall von Grund auf abzuleiten, um so mehr, da die ganz allgemeine Ableitung uns auch sofort einen Einblick in die Zentrifugalkräfte gewährt.

Es muß auf den scheinbaren Widerspruch zwischen dieser Formel und der Ableitung derselben hingewiesen werden. Es ist

$$P_n' = -2 M \omega \frac{dR}{dt} \\ = -2 M \omega^2 r \sin \alpha (1 + \lambda \cos \alpha).$$

Wenn man dem kleinen Wert $2 M \omega^2 r \lambda \sin \alpha \cos \alpha$ absieht, den wir vorher vernachlässigt haben, so ergibt die jetzige Formel doppelt so große Werte wie die erstere.

Wir werden gleich sehen, daß die Zentrifugalkräfte noch eine Normalkomponente P_n'' ergeben, die mit P_n' zusammen einen gleichen Wert wie früher liefert.

$$\text{Aus } b_r = -R \omega^2 + \frac{d^2 R}{dt^2} \text{ wird}$$

$$P_r = -M R \omega^2 + M \frac{d^2 R}{dt^2} \\ = -M \omega^2 r \lambda (1 + \lambda \cos \alpha) - M \omega^2 r (\cos \alpha + \lambda \cos 2 \alpha)$$

als Zentripetalbeschleunigungsdruck erhalten;

hieraus ergibt sich

$$P_r \cong M \omega^2 r \lambda (1 + 2 \lambda \cos \alpha),$$

wenn wir wieder die Glieder mit λ^2 wegen ihrer Kleinheit vernachlässigen.

Jetzt erkennen wir auch die Massenkräfte wieder, die bei auf- und abgehenden Kolben auftreten. Sie sind überdeckt von der Zentrifugalkraft und erscheinen daher nicht als Zug und Druck, sondern nur als veränderlicher Zug.

Die Kraft P_r kann nur von der Pleuelstange aufgenommen werden, und es ergibt sich, wie Fig. 6 zeigt, da die Pleuel-

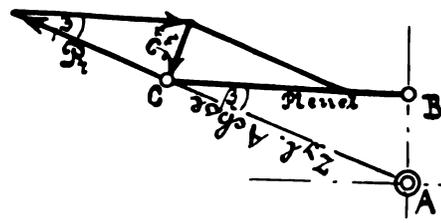


Fig. 6. Von der Pleuelstange aufgenommene Zentrifugalkräfte.

stange nur in den Totpunkten mit der Zylinderachse zusammenfällt, eine normal zur Zylinderwand gerichtete Kraft

$$P_n'' = P_r \cdot \tan \beta \\ \tan \beta \cong \sin \beta = \lambda \sin \alpha \\ P_n'' = M \omega^2 r \sin \alpha (1 + 2 \lambda \cos \alpha).$$

Die Corioliskraft und die Normalkomponente der Zentrifugalkraft wirken sich immer entgegen. Wir erhalten den wirklichen Druck zwischen Kolben und Zylinder angenähert zu

$$P_n = P_n' - P_n'' = M \omega^2 r \cdot \sin \alpha,$$

wie wir ihn auf S. 250 bereits bestimmt hatten.

(Fortsetzung folgt.)

Neue Flugapparate.

Von französischen Flugapparaten verdient der Wright-zweidecker des Hauptmanns Étévé Beachtung wegen seiner Einrichtung zur automatischen Erhaltung der Stabilität, namentlich in der Flugrichtung.

Der automatische Stabilisator von Étévé läßt sich an jedem Drachenflieger, Eindecker sowohl wie Zweidecker, anbringen. Die Versuche hat Étévé jedoch an einem im Besitz der französischen Militärverwaltung befindlichen Wright-Zweidecker vorgenommen, und es zeigte sich, daß durch Anbringung des Apparates die Steuerung des Wright-Zweideckers erheblich einfacher ist, resp. weniger Aufmerksamkeit erfordert.

Étévé hat seine Einrichtung zur automatischen Stabilität in mehreren Staaten zum Patent angemeldet. Nach den französischen Patentschriften, die bereits erschienen sind, sei zunächst das Prinzip des Apparates näher erklärt.

Die Einrichtung besteht im wesentlichen aus einer freibeweglichen Fläche, die sich im Fluge in die Richtung des Windes resp. in die durch den Flug erzeugte relative Luftbewegung einstellt. Durch Hebel und Schubstangen steht die Fläche mit dem Höhensteuer in Verbindung. Da die Fläche das Bestreben hat, ihre horizontale Lage im Fluge

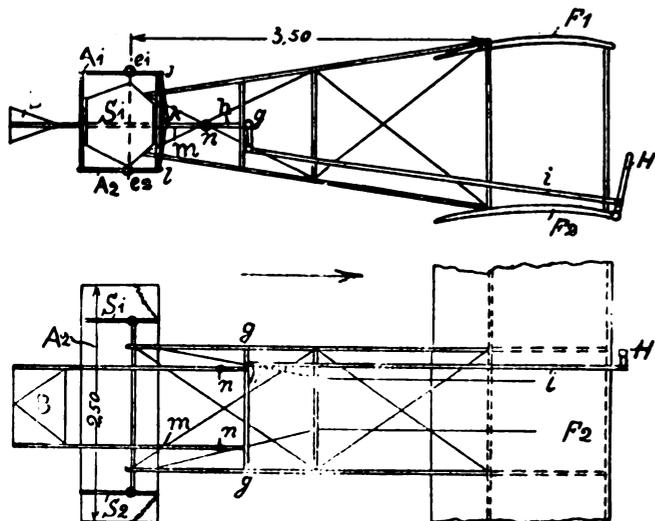


Fig. 1 u. 2. Zweidecker System Wright mit automatischem Höhensteuer System Étévé. Seitenansicht und Ansicht von oben.

F_1 obere, F_2 untere Tragfläche (Flügel), A_1 obere, A_2 untere Fläche des hinteren Höhensteuers, B automatische Stabilisierungsfläche, S_1 S_2 Seitensteuer.

beizubehalten, so verändert sich der Winkel, den die Fläche gegen die Längsachse des Flugapparates bildet, wenn sich derselbe vorn oder hinten neigt. Dementsprechend wird durch die Fläche in der einen oder anderen Richtung, je nach der Neigungsrichtung des Apparates, die Höhensteuerfläche gegenüber der Längsachse des Flugapparates in der einen oder anderen Richtung verstellt. Um willkürliche Änderungen bezüglich der Längsachse des Flugapparates herbeizuführen, d. h. die beabsichtigte Höhensteuerung durch den Führer, ist der Drehpunkt des Hebels, an welchem die Stabilisierungsfläche befestigt ist, veränderlich, und zwar wird die Verstellung des Drehpunktes durch den Hebel für das vordere Höhensteuer infolge einer Verbindung mittels Schubstange und Winkelhebels herbeigeführt. (In der Patentschrift sind auch andere Einrichtungen hierzu angegeben, ausgeführt hat Étévé bisher nur die beschriebene Einrichtung.)

Étévé hat in seiner Patentschrift auch eine Konstruktion angegeben, bei der nur ein Höhensteuer angegeben ist, während er bei seinen Versuchen außer dem normalen vorn angeordneten Höhensteuer des Wright-Doppeldeckers hinten als Schwanzfläche ein zweites Höhensteuer, wie das vordere aus zwei Flächen bestehend, angeordnet hat.

In den Fig. 1 u. 2 ist diese Flugmaschine in der Seitenansicht und der Ansicht von oben dargestellt. Die Einrichtung,

welche der automatischen Stabilität in der Flugrichtung dient, besteht aus den beiden horizontalen Schwanzflächen A_1 , A_2 , die um die Querachsen e_1 , e_2 drehbar sind. Beide Flächen sind durch ein Gestänge gelenkig miteinander verbunden, so daß sie sich stets parallel zueinander einstellen. Zwischen diesen beiden einstellbaren Schwanzflächen, die demnach ein hinteres Höhensteuer bilden, sind zwei Streben hindurch

Fig. 3 bis 7. Schematische Darstellung der automatischen Stabilität von Étévé.

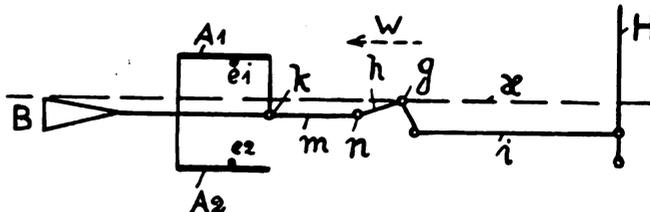


Fig. 3. Bei normaler (horizontaler) Lage als Drachenflieger.

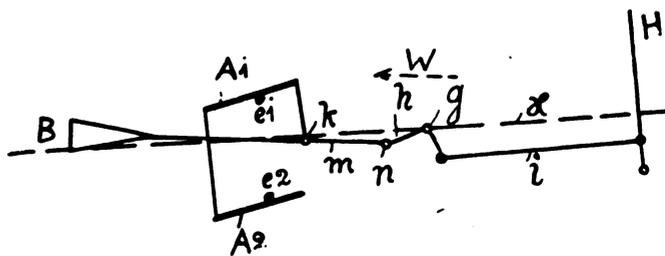


Fig. 4. Bei Neigung nach hinten.

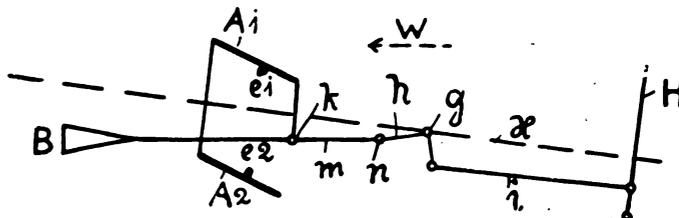


Fig. 5. Bei Neigung nach vorn.

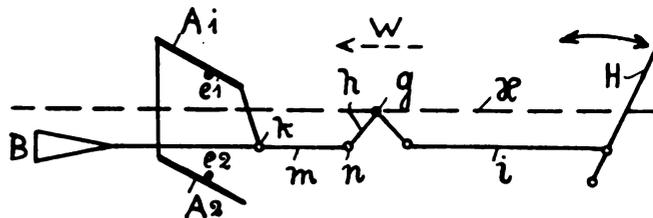


Fig. 6. Beim Aufwärtssteuern.

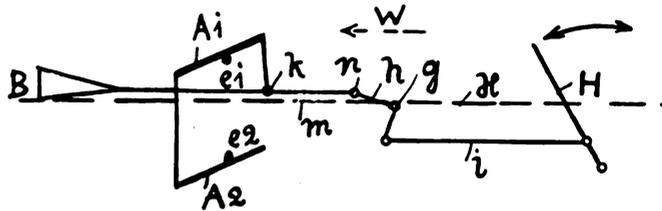


Fig. 7. Beim Abwärtssteuern.

H Längsachse des Flugapparates, Pfeil W Richtung der relativen Luftbewegung.

geführt, welche an ihrem hinteren Ende die Stabilitätsfläche B tragen. Die Streben dieser Fläche sind an ihren vorderen Enden mittels der Zapfen n gelenkig mit zwei Winkelhebeln h verbunden; diese Hebel sind auf der Achse g befestigt und können sich mit derselben drehen. Mittels der Stange i , die mit dem Hebel H für das vordere Höhensteuer in Verbindung steht, können die Hebel h gedreht

werden, wodurch der Drehpunkt für die Stabilisierungsfläche b verlegt wird. Von den Streben m dieser Fläche führt ein Gestänge k zu den Schwanzflächen A_1, A_2 , und zwar greifen die Stangen an der Vorderkante der Schwanzflächen bei j und l an.

In den Fig. 3 bis 7 ist die Stellung der Stabilitätsfläche B und der Schwanzflächen A_1, A_2 bei verschiedener Neigung des Drachenfliegers in der Flugrichtung dargestellt, und zwar in den Fig. 3, 4 und 5 bei der normalen (Mittelstellung) des Steuerhebels H für das Höhensteuer. In Fig. 6 ist das Höhensteuer zum Flug nach oben gestellt, in Fig. 7 zum Flug nach unten.

In Fig. 3 fliegt der Drachenflieger geradeaus; seine Längsachse liegt normal zur Flugrichtung, d. h. horizontal, und die Streben m mit der automatischen Stabilisierungsfläche B stehen parallel zur Flugrichtung, also ebenfalls horizontal.

In Fig. 4 hat sich der Drachenflieger nach hinten geneigt. Die Längsachse x desselben steht also nicht mehr horizontal und bildet auch einen Winkel zu den Streben m der Stabilisierungsfläche B , weil diese sich stets in die Richtung der relativen Luftbewegung (punktierter Pfeil W) einstellt. Die Achsen e_1, e_2 der Schwanzflächen A_1, A_2 erfahren daher eine Senkung gegenüber der Stabilisierungsfläche B , und da die Vorderkante dieser Flächen durch das Gestänge k mit den Streben m der Stabilisierungsfläche ver-

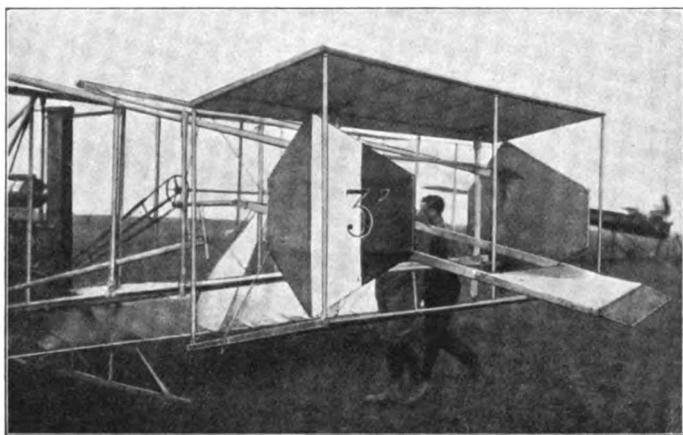


Fig. 8. Zweidecker System Wright von Étévé mit automatischem Höhensteuer auf dem Flugfeld von Reims.

bunden sind, müssen sich die Schwanzflächen A_1, A_2 so einstellen, wie es in Fig. 4 dargestellt ist, d. h. die Luft trifft die Flächen von unten und hebt dieselben, wodurch der Flugapparat wieder horizontal eingestellt wird.

Umgekehrt ist die Wirkung, wenn der Flugapparat sich vorn neigt, wie es in Fig. 5 dargestellt ist.

Um nun den Flugapparat nach oben oder unten steuern zu können, muß der Drehpunkt für die Stabilisierungsfläche B verlegt werden, und zwar wird derselbe nach unten gelegt, wenn der Flugapparat aufwärts gesteuert werden soll, wie in Fig. 6 dargestellt, während zur Steuerung nach abwärts der Drehpunkt nach oben verlegt werden muß, wie in Fig. 7 gezeichnet.

Fig. 8 ist eine Abbildung des Flugapparates von Étévé von hinten gesehen, mit der vorbeschriebenen Einrichtung zur automatischen Stabilität in der Flugrichtung. Es ist ein Doppeldecker, System Wright, der im übrigen von der normalen Bauart nicht abweicht.

In Fig. 9 ist ein Zweidecker, System Wright, dargestellt, bei welchem die Fläche B zur automatischen Stabilität in der Flugrichtung vorn am Höhensteuer angebracht ist, und zwar ist die Fläche B direkt mit der oberen Fläche A_1 des Höhensteuers verbunden. Wichtig ist, daß die Stabilisierungsfläche B (von Étévé Richtungsfäche genannt) mit einem erheblich längeren Hebelarm wirkt als die Fläche des Höhensteuers A_1 , deshalb ist die Fläche B in einem längeren Abstand mit der Fläche A_1 verbunden. Im übrigen ist die

Einrichtung dieselbe wie die vorbeschriebene, mit hinten angeordneter Stabilisierungsfläche.

In Fig. 9 ist auch eine Einrichtung zur automatischen Betätigung des Seitensteuers S dargestellt. Diese Einrichtung besteht aus zwei um horizontale Querachsen drehbaren Flächen R , die zu beiden Seiten des Drachenfliegers zwischen der oberen und unteren Tragfläche angeordnet sind. Mit den Stabilisierungsflächen R ist ein Hebel r starr verbunden. Von diesen Hebeln führen zwei Zugstangen t nach dem mit dem Seitensteuer S verbundenen Querhebel u . Diese Ein-

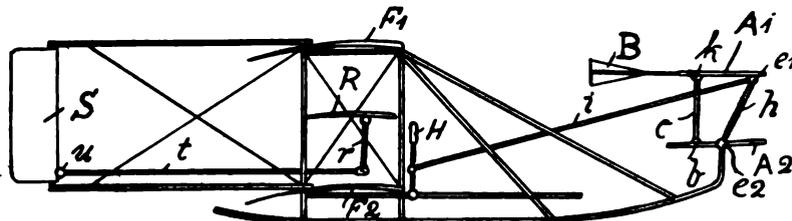


Fig. 9. Zweidecker System Wright mit am vorderen Höhensteuer angebrachter automatischer Stabilitätsfläche System Étévé.

richtung betätigt gleichzeitig die Querstabilität. In Fig. 10 ist die Einrichtung hierzu besonders dargestellt. Die Figur zeigt in perspektivischer Darstellung die rechte Seite der Tragflächen eines Zweideckers, System Wright. A ist die zwischen den Tragflächen um Achse a drehbare Hilfsfläche, von Étévé »Berichtigungsfläche« benannt. Durch die an den Gelenken c der Fläche A und d an den Streben der Fläche B angreifenden Stangen C steht die Stabilisierungsfläche B (von Étévé »Richtungsfäche« genannt) mit der Fläche A in Verbindung. Die Hebel, an welchen die Fläche B angebracht ist, haben ihren Drehpunkt bei b an den Hebelarmen D , welche mittels Achse e eingestellt werden können. Diese Achse kann durch den Hebel f gedreht werden, indem an dem Ende k dieses Hebels zwei Seile i, j angreifen. Seil i ist um die feststehende Rolle h geführt, Seil j um die Rolle g . Die Seile führen nach dem Handhebel, der sonst zur Verwindung der Tragflächen dient und von da nach einem gleichen Hebel f auf der anderen Tragflächen-seite, wo sich ein gleiches System von Flächen A, B befindet. Bei einer Bewegung des Handhebels werden mit Hilfe der Zugseile die Achsen e in verschiedener Richtung gedreht, d. h. auf der einen Seite werden die Drehpunkte für die Hebel mit der Fläche B nach hinten, auf der anderen Seite nach vorn verschoben oder umgekehrt. Hierdurch wird gleichzeitig die Entfernung der Drehachsen der Flächen A gegenüber den Flächen B auf der einen Seite vergrößert, auf der anderen

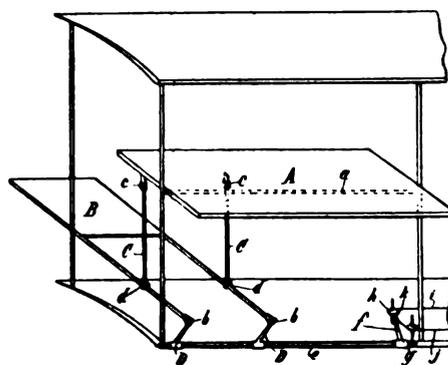


Fig. 10. Einrichtung von Étévé zu automatischer Erhaltung der Querstabilität.

Seite verringert und damit der Angriffswinkel der Flächen A verändert.

Die automatische Einstellung der Flugmaschine, bzw. die Erhaltung der Querstabilität soll in folgender Weise stattfinden:

Trifft beispielsweise ein vertikaler Luftstrom den Flugapparat auf der rechten Seite (der gezeichneten Seite) von unten, so hebt derselbe die Fläche B , die an einem langen

Hebel angeordnet ist, gegenüber den Tragflächen. Die Fläche *A*, welche ausbalanciert ist, d. h. deren Achse *a* sich im Druckmittelpunkt befindet, wird nun durch das Anheben der Fläche *B* so eingestellt, daß sie von dem durch die Fluggeschwindigkeit erzeugten Luftdruck von oben getroffen wird, und hierdurch wird der Flugapparat, der Wirkung des aufsteigenden Luftstromes entgegen, nach unten gedrückt, d. h. er neigt sich wieder auf der rechten Seite. Werden beide Flächen *B* gleichzeitig von einem aufsteigenden Luftstrom getroffen, so werden beide Flächen *A* des Flugapparates in gleichem Sinne betätigt. Die Flächen wirken dann nicht auf die Querachse, sondern wie ein Höhensteuer auf die Längsachse des Drachenfliegers.

Étévé scheint folgenden Umstand nicht berücksichtigt zu haben. Beim Kurvenflug hat die innere Seite der Tragflächen eine geringere Geschwindigkeit als die in der Kurve außenliegende Seite. Dementsprechend ist auch der Druck der Luft, welcher in der in der Kurve innenliegenden Seite auf

zeigen einen Eindecker, System Blériot, mit einem Höhensteuer, System Étévé, in der Seitenansicht und Ansicht von oben. Die Konstruktion entspricht im wesentlichen der Anordnung nach Fig. 1.

Im Anschluß hieran sei bemerkt, daß Prof. Prandtl in Göttingen bereits vor zwei Jahren eine auf gleichen Prinzipien beruhende Einrichtung zur automatischen Stabilität an Modellen versucht hat, jedoch hat Prof. Prandtl im Gegensatz zu den Angaben von Étévé keine wesentliche Verbesserung gegenüber feststehenden Stabilisierungsflächen erzielt und daher die Konstruktion aufgegeben. Der Umstand, daß das Beispiel von Étévé in Frankreich noch keine Nachahmung gefunden hat, scheint die Erfahrungen von Prof. Prandtl zu bestätigen.

Berichtigung.

Zu dem im Kapitel »Neue Flugapparate« in Heft 18 beschriebenen Eindecker von Harlan teilt uns Herr Dipl.-Ing. Grulich mit, daß dieser Eindecker ausschließlich von ihm konstruiert sei.

Der Flug über den Simplon.

Von Schmal-Carbur.

Der Flug über die Alpen war ohne Zweifel die größte Aufgabe, vor die unsere Flieger bisher gestellt worden sind. Es handelte sich darum, von dem kleinen Gebirgsort Brig am Fuße des Simplon aufzusteigen und eine Höhe von über 2000 m zu erreichen, um den nur 8 km entfernten Simplonpaß zu überfliegen und dann, in großen Höhen bleibend, entweder die Paßstraße verfolgend über Jsole und Varzo Domodossola zu erreichen. Von da das Tal des Toce entlang über den Lago Maggiore, Varese, Saronno nach Mailand zu fliegen, war der leichtere Teil dieses Preisfliegens, ein gewöhnlicher Überlandflug, da auf diesem Teil der Strecke keine größeren Berge mehr zu überfliegen sind und fast überall gelandet werden kann. Von Brig bis Domodossola dagegen war eine Landung in den tiefen Schluchten oder auf den wild zerrissenen Graden und Firnen gleichbedeutend mit dem sicheren Tode. Die eigentliche Aufgabe war also die Durchfliegung der Strecke von Brig bis Domodossola. Gelingt diese, dann war das kühne Unternehmen geglückt. Nur einem von den fünf Fliegern, die sich in Brig eingefunden hatten, glückte der kühne Flug über die Alpen, aber er bezahlte diesen Erfolg mit seinem Leben. Chavez hatte schon bei seinem ersten Versuch am zweiten Tage der Konkurrenz mit seinem Blériot-Eindecker mit 50 PS Gnome-Motor eine Höhe von über 2000 m erreicht, aber Kälte, starke böige Winde und nicht zuletzt der Schrecken vor der wilden Alpenwelt hatten ihn zur Rückkehr veranlaßt. Als sich dann nach einigen Tagen schlechten Wetters am Freitag, den 18. September, nochmals die Gelegenheit bot, wagte Chavez einen neuen Versuch, wobei ihm zwar die Überfliegung des Simplons gelang, aber der Flug mit einem Sturz des tapferen Piloten endigte.

Bevor Chavez seinen Simplonflug ausgeführt hatte, war ein längerer Flug in so großen Höhen bisher nicht zu verzeichnen. Chavez selbst hatte zwar schon 2680 m Höhe erreicht, war aber dann sofort wieder heruntergegangen. Ebenso alle anderen Flieger, die schon einmal 2000 m Höhe überschritten haben. Es fehlte also die Erfahrung, wie sich die Motoren bei längerer Fahrt in Höhen von über 2000 m verhalten. Insbesondere fürchtete man, daß die Vergasung infolge der Kälte und dünner Luft ungünstig beeinflusst werde. Das ist nun beim Simplonflug nicht eingetroffen, denn wo der Apparat beobachtet wurde, überall flog er schnell und stetig und ein Aussetzen des Motors war nicht wahrzunehmen. Der Motor hielt durch bis Domodossola, und auch das Benzin und Öl reichten. Chavez hatte nur eine geringe Menge mitgenommen, um seinen Apparat zu erleichtern. In Domodossola war von vornherein eine Zwischenlandung vorgesehen, während der der Betriebsstoff zum weiteren Flug nach Mailand ergänzt werden sollte. Der Sturz kann sich nach meinen Beobachtungen folgendermaßen abgespielt haben. Als Chavez nach unerhörter Nervenanstrengung durch den über

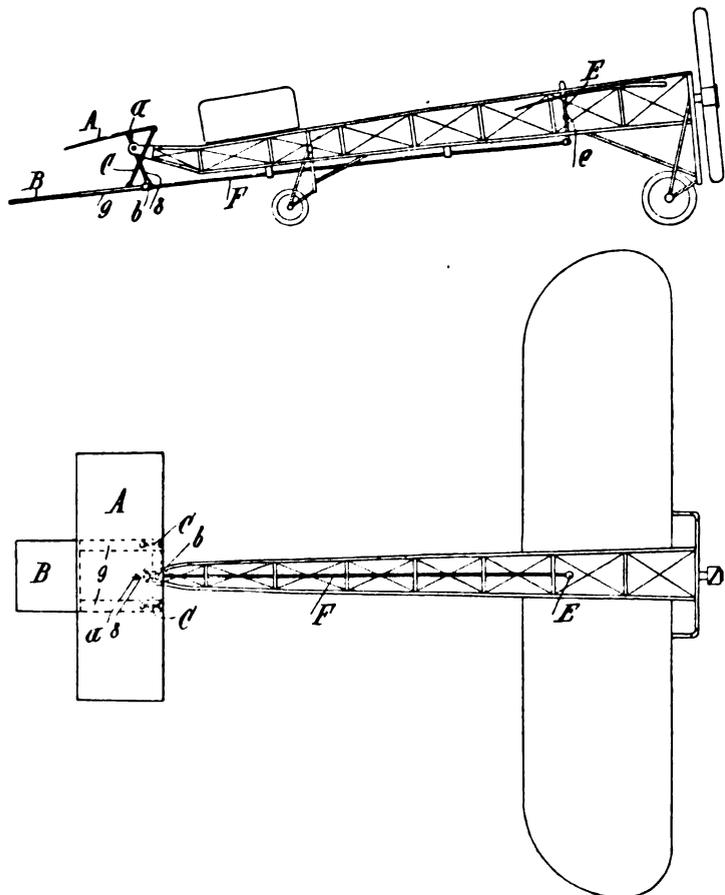


Fig. 11 u. 12. Eindecker System Blériot mit automatischer Stabilität System Étévé. Seitenansicht und Ansicht von oben.

die Flächen wirkt, geringer, und die Tragflächen werden sich auf dieser Seite neigen; eine Neigung, die für den Kurvenflug ja auch notwendig ist. Durch die geringere Geschwindigkeit der Luft gegenüber der Fläche *B* wird sich auch diese Fläche etwas neigen und damit die zugehörige Fläche *A* so einstellen, daß der durch die Fluggeschwindigkeit erzeugte Luftdruck diese Fläche von unten trifft. Die Fläche *A* wird demnach hebend auf dieser Seite des Flugapparates wirken, also der Neigung in der Kurve entgegenwirken.

Es ist auch wahrscheinlich, daß die Wirkung der automatischen Stabilisierungsflächen *B* sowohl in der Anordnung zur Erhaltung der Querstabilität, wie auch zur Stabilität in der Flugrichtung oft eine zu starke sein wird, wodurch ein Gieren und ein Stampfen des Flugapparates hervorgerufen wird. Étévé behauptet jedoch, namentlich bei der Anordnung am Höhensteuer eine gute Wirkung erreicht zu haben, und beabsichtigt, in nächster Zeit seine Einrichtung zur automatischen Erhaltung der Stabilität in der Flugrichtung auch an einem Eindecker zu versuchen. Die Fig. 11 und 12



Ausschnitt aus der Karte, welche die Teilnehmer am Simplonflug erhielten. Brieg bis Domodossola.

.... kürzere Route, — längere Route, die Chavez geflogen ist,
+ Landungspunkt zwischen dem Fluß Toce und der Eisenbahn,
— Eisenbahn, Simplon-Tunnel, — Straße.

40 Minuten langen Flug in der dünnen und kalten Höhenluft den Landungsplatz bei Domodossola erspäht hatte, wollte er im Gleitfluge landen. In einem sehr steilen Fallwinkel kam er herunter, vielleicht infolge der heftigen Reaktion, der plötzlichen Entspannung angesichts des sicheren Landungsplatzes und der Freude über die geglückte Tat wollte er schnell landen. Chavez, der den Kopf schon verloren haben mag, bemerkte wohl zu spät den steilen Fall, denn erst etwa 15 m über dem Boden stellte er das Höhensteuer ziemlich plötzlich auf Steigung, und zugleich schaltete er den Motor wieder mit Vollgas ein. Der Druck auf die Tragflächen dürfte dadurch plötzlich sehr stark geworden sein, vielleicht waren die Spanndrähte der Flügel schon durch den Flug im Sturm geschwächt, jedenfalls rissen die unteren Spanndrähte der Flügel, denn sie klappten schräg nach oben. In diesem Augenblick befand sich der Apparat noch 6 bis 8 m über dem Boden und fiel nun fast senkrecht zu Boden. Der starke Rückenwind — man sprach von 15 Sekundenmeter — mag auch zum Teil Schuld an der Katastrophe tragen.

Chavez selbst konnte für den Sturz keine Erklärung mehr geben. Er starb wenige Tage später am 27. Sept. Die Meinung, daß Chavez kurz vor der Landung einen Ohnmachtsanfall erlitten hat, ist unwahrscheinlich, da er ja noch knapp über dem Boden den Motor anlaufen ließ.

So endete der höchste Triumph der Fliegekunst leider mit dem Tod des tapferen Piloten. Allen Zeugen dieses Fluges wird er unvergeßlich sein. Neben den Namen von Lilienthal und Ferber wird sich an den größten technischen Fortschritt unseres Jahrhunderts der Name Chavez knüpfen.

Sportliche Nachrichten.

Überlandflug Trier—Metz.

Im Anschluß an die Flugwoche in Trier war ein Überlandflug von Trier nach Metz ausgeschrieben. Jeannin auf Aviatik-Zweidecker führte mit einem Passagier den Flug als erster am 28. Sept. aus und erreichte nach einer Flugzeit von 1 Std. 51 Min. Metz. Am 30. Sept. folgte Kapitän Engelhardt auf Wright-Zweidecker, der in 1 Std. 13 Min. Metz erreichte, aber dort nicht landete, sondern über die

Grenze bis Pompey hinter Nancy flog, da er die Stadt Metz für Diedenhofen gehalten hatte. Auch Thelen führte auf einem Wright-Zweidecker den Überlandflug am 28. Sept. aus, mußte aber bei Diedenhofen eine Zwischenlandung machen, weil sein Motor aussetzte. Am 29. Sept. setzte er mit seinem Passagier den Überlandflug fort und landete glatt nach 50 Min. Flugzeit bei Metz. Als letzter unternahm Haas mit einem Wright-Doppeldecker den Überlandflug, stürzte aber bei Wellen aus 150 m Höhe ab und wurde tödlich verletzt. Den ersten Preis hat somit Jeannin gewonnen.

Einen bedeutenden Überlandflug führte der französische Hauptmann Bellanger aus. Er flog am 29. Sept. von Vincennes bei Paris in 1 Std. 20 Min. nach Livonne, von da in 40 Min. nach Mourmelon und von dort am Abend nach Paris zurück. Die zurückgelegte Strecke betrug 350 km.

Einen Überlandflug von 300 km führte der Amerikaner Brookins mit einem Wright-Doppeldecker aus, der am 22. Sept. von Chicago nach Winfields flog. In Gilman fand zwecks Aufnahme von Benzin eine Zwischenlandung statt.

Einen Überlandflug von Biarritz nach San Sebastian, 45 km Entfernung, führte am 28. September Jubuteau auf einem Farman-Zweidecker in 35 Min. aus.

Zum großen internationalen Länderflug hat die Firma Ullstein & Co., Verlag der »B. Z. am Mittag«, einen Preis von 100 000 M. gestiftet für die Ersten der Strecke Paris—Berlin.

Der Verein deutscher Flugtechniker stiftete einen Preis von 3000 M. für einen Überlandflug vom Flugplatz »Mars« bei Bork nach dem Flugplatz Johannisthal.

Vom 9. bis 16. Oktober findet eine nationale Flugwoche in Johannisthal statt.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

B. 50913. 77 h. Drachenflieger mit um Querachsen des Gestells pendelnd aufgehängten Tragflächen. A. Baumann, Charlottenburg. (A 30. 7. 08., E 15. 11. 10)

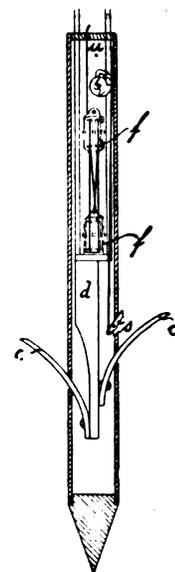
A. 17605. 77 h. Atmungs- und Ventilvorrichtung für die Luftschiffahrt. J. Ackermann, Darmstadt. (A 17. 8. 09., E 19. 11. 10.)

H. 50228. 77 h. Statoskop. E. A. Th. Hue, Paris. (A 6. 4. 10., E 19. 11. 10.)

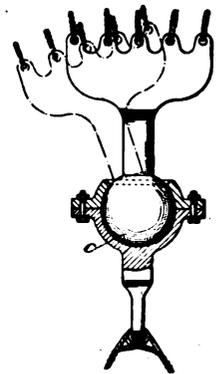
W. 31187. 77 h. Luftschiff-Tragkörper. Ad. Weißenburger, Offenbach. (A 28. 12. 08., E 19. 11. 10.)

Patent-Erteilungen. Klasse 77 h.

222910. Anker für Ballons und Luftschiffe. H. Feldermann, Elberfeld. — Die bereits vorgeschlagenen Luftschiffanker, die aus einem unten zugespitzten Hohlkörper bestehen, aus dem durch Ziehen an einem Kern d Zungen c_1 in das umgebende Erdreich herausgedrückt werden, sind dadurch weiter ausgebildet worden, daß die Zungen nicht gegenüberliegend, sondern in der Höhe versetzt angeordnet werden, um die Schwächungen des Hohlkörpers zu verringern. Ferner kann die Verschiebung des Kernes d nach oben, die durch Flaschenzüge f und Seil n herbeigeführt wird, erst dann erfolgen, wenn der Anker tief genug in den Boden eingedrungen ist und der Hebel s die Sperrung, die das Hauptseil v hält, freigegeben hat.



Zu Nr. 222910



Zu Nr. 224706.

224706. Luftschiffanker. Neuner, Leutkirch. — Geschützt ist die Zwischenschaltung eines Kugelgelenks c in die Verbindung des eigentlichen Ankers bzw. fester Punkte auf dem Erdboden mit dem Luftschiff.

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
 BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
 PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. FRITZ HUTH
E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. VON PARSEVAL
DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
PROF. D. RIABOUCHINSKY
DIREKTOR DES AERODYNAM. INSTITUTS IN KOUTCHINO BEI MOSKAU

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

29. Oktober 1910.

Heft 20.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Osterreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die vierspaltige Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOETE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: Flugtechnik Berlins.

INHALT:

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. Von H. Reifsnor, Aachen. S. 257.
Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt. S. 259.
Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers. Von Mich. Gabriel, Oberingenieur. (Mit Tafel XVI.) (Fortsetzung.) S. 261.

Bitterfeld, nicht Friedrichshafen. (Antwort auf Herrn Dr. Eckeners Frage.) Von Dr. K. Schreiber, Greifswald. S. 262.
Vorschläge für einheitliche Fachausdrücke in der Flugtechnik. Zusammengestellt von Dr.-Ing. F. Bendemann. S. 263.
Die Berliner Herbst Flugwoche. Von Kapitän zur See v. Pustau. S. 267.
Patentschau. S. 268.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben.

Von H. Reifsnor, Aachen.

Die Strömungsverhältnisse und Druckverteilungen bei Luft- und Wasserschrauben haben bisher der Untersuchung große Schwierigkeiten entgegengesetzt. Zwar sind außerordentlich viele sinnreiche Versuche für Wasserschrauben besonders von W. u. E. R. Froude¹⁾, von Thornycroft¹⁾, Taylor²⁾, Durand³⁾, Ahlborn⁴⁾, Flamm⁴⁾, Gebers⁴⁾ und Wagner⁴⁾ angestellt worden, und haben einen gewissen Aufschluß über die günstigsten Steigungsverhältnisse, Flügelbreiten, Flügelzahlen und über den Einfluß des Schiffskörpers gegeben, aber für Luftschrauben liegt erheblich weniger und weniger geordnetes, für bewegte Schrauben fast gar kein Versuchsmaterial vor.

Eine ganz umfassende Theorie der Erscheinungen anderseits und damit im Zusammenhang eine vollkommen befriedigende Methode der Berechnung der günstigsten Schraubenformen, obgleich schon von vielen scharfsinnigen Forschern angestrebt, wird dennoch wohl noch auf eine ganze Zeit hinaus nicht durchgeführt werden können.

Es sind eben noch zu viele experimentelle und theoretische Vorfragen zu erledigen, bevor daran gedacht werden

¹⁾ Transactions of the Institution of Naval Architects 1883, 1886, 1892, 1898, 1908.

²⁾ D. W. Taylor, Resistance of ships and screw propulsion, New York 1893.

³⁾ W. F. Durand, Researches on the performance of the screw propeller, Washington 1907.

⁴⁾ Jahrbuch der schiffbautechn. Gesellsch. 1904—1909.

kann, das Propellerproblem theoretisch einwandfrei und in einer für den Entwurf geeigneten Weise zu entwirren.

Der einzige, streng hydrodynamische, bisher gegebene Ansatz rührt von Lorenz⁵⁾ her, der konvergierende axial-symmetrische, unter dem Einflusse von beschleunigenden Volumkräften stehende Strömungen angegeben hat. Nach ihm sollen die Propellerflügel diesen Strömungen angepaßt werden und die Volumkräfte die Wirkung der Flügelbewegung ersetzen.

Als Beitrag ist diese Theorie wertvoll, sie erklärt aber nicht, wie resultierende Kräfte bei der Bewegung eines Körpers in einer vollkommenen Flüssigkeit zustande kommen können, sie macht über die Einströmungsgeschwindigkeit, über den Einfluß der Flügelbreite und über die Verträglichkeit der rein radialen Konvergenz der Strömung mit dem umgebenden Medium nur unvollkommene Aussagen.

Dieselbe Schwierigkeit lag bei der geradlinig bewegten Platte vor, und ist auf gutem Wege, durch bessere Anpassung der hydrodynamischen Theorie überwunden zu werden. Hier sind es drei Angriffspunkte, von denen aussichtsreiche Vorstöße unternommen worden sind, nämlich erstens die Helmholtz - Kirchhoff - Rayleighsche Diskontinuitätsfläche⁶⁾, die Prandtlsche Ablösung⁷⁾ und die Kuttasche Zirkulation⁸⁾. Wenn hier auch im einzelnen noch erhebliche mathematische Schwierigkeiten zu überwinden und

⁵⁾ Jahrb. d. schiffbaut. Gesellsch. 1905, Pröll, ebenda 1910.

⁶⁾ Philos. Magazine 1876.

⁷⁾ Verhandl. d. intern. Math. Kongr. 1904, Blasius, Dissertation, Göttingen 1908, Bolze, Dissertation, Göttingen 1909.

⁸⁾ Ill. aeron. Mitt. 1902, Münchener Akademiebericht 1910.

die genaueren Beziehungen der drei Theorien zueinander und zur Wirklichkeit auszuarbeiten sind, sieht man doch, daß hier ein gangbarer Weg vorliegt.

Es ist zu hoffen, daß diese drei Hilfsmittel auch bald das ähnlich liegende Propellerproblem aufschließen werden. Als Grundaufgabe bietet sich hier die schraubenförmige Strömung auf einer Zylinder- oder Kegelfläche gegen ein linienförmiges Hindernis, nämlich gegen die Schnittlinie jener Umdrehungsfläche mit einem Propellerflügel.

Die bisherigen technischen Berechnungsmethoden gehen von zwei verschiedenen Ansätzen englischer Ingenieurforscher aus, nämlich von Rankine⁹⁾ auf der einen und W. Froude¹⁰⁾ auf der anderen Seite. Diese beiden Theorien kann man etwa wie folgt kennzeichnen:

Rankine und seine Nachfolger leiten aus den Bewegungsänderungen, die der Schraubenstrahl beim Durchgange durch den Propeller erleidet, Schub und Drehmoment aus den dynamischen Sätzen vom Antrieb, von der lebendigen Kraft und von der Winkelbewegungsgröße her, wobei vorausgesetzt wird, daß außerhalb des vom Propeller erzeugten Strahles keine erheblichen Druck- oder Bewegungsänderungen erzeugt werden. Als äußere Kräfte sind bei dieser Betrachtungsweise nicht nur Schub und Drehmoment, sondern auch die Druckdifferenzen bei Ein- und Austritt der Strömung anzusetzen. Der durch diese Kräfte erzeugten Strömung werden dann die Steigungswinkel angepaßt, und so ergeben sich Schrauben von axial wachsender Steigung, deren Flügelbreiten und mittlere Steigungen dem konstruktiven Gefühl überlassen bleiben.

Gerade diese willkürlichen Stücke sind nun Gegenstand der W. Froudeschen Theorie¹⁰⁾, die ein Flächenelement eines Flügels wie eine in einem unbegrenzten Medium schräg zu ihrer Normale geradlinig geführte, dünne, ebene Platte behandelt, deren Strömungsdrucke proportional dem Sinus des Einfallswinkels der Strömung, dem Quadrat der Relativgeschwindigkeit und der Flächengröße aus Versuchen entnommen werden.

Aus den Komponenten dieser Drucke werden Schub und Drehmoment zusammengesetzt. Wie breit bei diesem Ansatz die Flügel zu wählen sind, blieb zunächst noch unbestimmt, bis Cotterill¹¹⁾ das Kriterium der Wirkungstiefe dafür angab, das sehr viel später für Luftschrauben von Lancheater und Knoller wieder aufgegriffen wurde.

Der Froudeschen Theorie haben sich Taylor²⁾, Renard¹²⁾, Drzewiecki¹³⁾, Lancheater¹⁴⁾, Ferber¹⁵⁾, Knoller¹⁶⁾ und Eberhardt¹⁷⁾ angeschlossen. Bei Froude findet sich schon die Berücksichtigung der Reibung, der Begriff des Inzidenzwinkels des größten Nutzeffektes bzw. die Angabe des günstigsten Slips.

Daß beide Theorien mit Nutzen in der Praxis Verwendung finden, hat Cotterill¹¹⁾ veranlaßt, die Konsequenzen beider rechnerisch miteinander zu vergleichen. Er findet Widersprüche und zieht den Schluß, daß sich jedenfalls keine geschlossene, beschleunigte Wassersäule hinter dem Propeller bilden kann, und daß die Froudesche Theorie sich besser der Wirklichkeit anpasse.

Cotterills Widersprüche erklären sich dadurch, daß er den wahrscheinlich gar nicht zu verwirklichenden Fall der Rankineschen Theorie, daß das Wasser schon mit der

Reaktionsgeschwindigkeit einströmt, betrachtet, daß er die Winkelbewegungsgröße und die lebendige Kraft des strömenden Mediums nicht berücksichtigt und daß er nur die Widerstandsgesetze der ebenen Platte einführt.

Aber auch wir werden für ein Flügelement konstanter Steigung einen Unterschied zwischen dem Steigungswinkel des Reaktionsstromes und dem des Flügelements finden, solange wir den Druck im Reaktionsstrom nicht größer als den der umgebenden Atmosphäre annehmen. Ob dieser Überdruck unmittelbar hinter dem Propeller bei Schrauben konstanter Steigung wirklich eintritt, oder ob dieser Winkelunterschied wie in der Turbinentheorie einen hydraulischen Stoß und Energieverlust zur Folge hat, müssen Versuche lehren.

Restlos lassen sich Rankines und Froudes Ergebnisse in bezug auf Ein- und Austrittstangenten, Flügelbreiten und Flügelwölbungen vereinigen, wenn man die Widerstandsgesetze gewölbter Platten einführt, bei denen man auch für schnelllaufende Schrauben kleinere Durchmesser und höhere Nutzeffekte errechnet.

Prof. Prandtl hat kürzlich in dieser Zeitschrift auseinandergesetzt, wie notwendig für die Übersichtlichkeit von Versuchsreihen und Konstruktionstabellen die Zurückführung eines Problems auf reine Zahlen ist. Man befreit sich so von den Zufälligkeiten der Maßsysteme und des Strömungsmediums und kann Abhängigkeiten oft in wenigen Kurven ausdrücken, wo sonst Kurvenscharen nötig sind.

Merkwürdigerweise hat eine schöne Darstellungsweise E. R. Froudes¹⁾ des Verhaltens von Propellern, die ganz unabhängig von irgendeinem Maßsystem gemacht werden kann, keinen Eingang bei späteren Bearbeitern gefunden, trotzdem die Tabellen in Barnabys bekanntem Buche und im Handbuch der „Hütte“ wiedergegeben sind. Allerdings ist dieses Kapitel so verschleiert, daß auch ich es erst nachträglich entdeckt habe, nachdem ich inzwischen unabhängig zu einer noch etwas allgemeineren Darstellungsweise geführt worden war. Barnabys Tabellen sind übrigens nur im Prinzip dimensionslos, aber in seiner Darstellung unnötigerweise noch abhängig vom Maßsystem, weil die einzelnen Faktoren teils in Fuß, teils in Seemeilen, teils in Sekunden, teils in Stunden und teils in Minuten ausgedrückt sind. Von den Schlacken der englischen Maßstabverwirrung befreit, lautet die Darstellungsweise für ein beliebiges strömendes Medium etwa so: Als unabhängige Variable wird das Verhältnis von Umfangsgeschwindigkeit zu Marschgeschwindigkeit $\frac{\omega r}{v}$ eingeführt,

als nur von $\frac{\omega r}{v}$ abhängige Variable erstens der Wirkungs-

grad η des Propellers, zweitens die Funktion $\frac{M \omega^3}{2 \pi \rho v^5}$ des

Drehmomentes M , wo ω die Winkelgeschwindigkeit, v die Marschgeschwindigkeit und ρ die Dichte des Mediums ist. Alle drei Variablen sind reine Zahlen, aus denen sich der Propellerschub und auch die Prandtlschen Güteziffern des Frankfurter Wettbewerbs¹⁸⁾ und andere durch Multiplikation und Division ableiten lassen, wie im späteren Verlauf der Entwicklung gezeigt werden soll. Bei dieser Darstellung sollen auch die Barnabyschen, aus Froudes Versuchen abgeleiteten Tabellen auf Luftpropeller übertragen und mit theoretischen Ergebnissen verglichen werden, und zwar nicht nur in Beziehung auf Wirkungsgrade und Drehmomente, sondern auch auf Flügelbreiten. Die Charakteristik durch diese sowohl vom Maßsystem als von der Dichte des Strömungsmediums unabhängigen Größen versagt bei stationären Schrauben, läßt sich aber dann durch andere Kennzahlen ersetzen.

¹⁸⁾ Diese Zeitschr. S. 237.

⁹⁾ Trans. Instit. Nav. Arch. 1865.

¹⁰⁾ Ebenda 1878.

¹¹⁾ Ebenda 1879.

¹²⁾ Revue de l'Aeronautique 1889.

¹³⁾ Congrès Internat. d'Archit. et de Constr. Nav. Paris 1900.

¹⁴⁾ Aerodynamics, London 1907.

¹⁵⁾ Revue d'Artillerie 1906.

¹⁶⁾ Zeitschr. d. Öst. Flugtechn. Ver., Wien 1909.

¹⁷⁾ Motorwagen 1909—1910.

Das Problem der am Ort arbeitenden Schraube ist wohl nur für das Strömungsmedium Luft behandelt worden. Über die älteren Arbeiten von Renard, Wellner, Alexanders hat Finsterwalder in der Enzyklopädie der mathematischen Wissenschaften berichtet, neu hinzugekommen sind im wesentlichen nur die experimentellen Veröffentlichungen von Bendemann¹⁹⁾, Klingenberg²⁰⁾ und Bréguet²¹⁾. Eine quantitative Anschauung über die zweckmäßige Gesamtbreite der Flügel bei verschiedenen radialen Abständen hat sich hier noch nicht bilden können, weil die für die Frage wichtige Ansaugungsgeschwindigkeit bisher nicht in Betracht gezogen wurde. Mit der hier gegebenen Lösung dieser Schwierigkeit werden auch die weiteren wichtigen Fragen nach der erreichbaren spezifischen Hubkraft, der Güteziffer und überhaupt der für einen gegebenen Fall günstigsten Form der stationären Schraube systematisch angefaßt.

Die Ansaugungsgeschwindigkeit der Luft, auch dann, wenn sie klein ist, ist für die feinere Formgebung der Hubschraube ausschlaggebend, im Gegensatz zu den Marschschrauben, wo man zweckmäßig die Flügelbreiten so einrichtet, daß die Einströmung ohne Ansaugung mit der Translationsgeschwindigkeit des Propellers erfolgt.

Natürlich läßt sich nicht bestreiten, daß die Schwierigkeiten dieser, wenn man so sagen darf, hydraulischen Rechnungsmethode nicht klein sind, und gewisse vereinfachende, der Beobachtung entnommene Voraussetzungen über die wesentliche Verteilung der Strömung vor und in der Schraube nötig sind. Aber immerhin werden sich doch im folgenden allgemeine Ergebnisse ableiten lassen, die für die Durchbildung von Hub- und Marschschrauben von Nutzen sein können, und als Grundlage für zielbewußte Laboratoriumsforschungen dienen können.

Bevor an die eigentlichen Entwicklungen herangegangen wird, sollen die teils durch ihre Einfachheit ausgezeichneten, teils den Beobachtungen an Luftpropellern entnommenen Voraussetzungen der Theorie angegeben und begründet werden.

1. Jedes durch benachbarte konzentrische Zylinder begrenzte Flügelement wirke wie ein Element einer schräg geführten, langen, schmalen Platte von gleichem Einfallswinkel der Strömung und gleicher Geschwindigkeit ohne Beeinflussung durch die anderen Flächenelemente des Flügels, die sich mit anderer Geschwindigkeit und anderem Einfallswinkel bewegen.

Für diese etwas willkürliche, übrigens von allen Schriftstellern gemachte Annahme spricht ihre Einfachheit und die Übereinstimmung ihrer Konsequenzen mit den Messungen. Sie ist offenbar nur plausibel, wenn die Stellungswinkel benachbarter Elemente nur allmählich sich ändern und das betrachtete Flächenelement durch Stromlinien begrenzt ist.

2. In jeder solchen dünnen Zylinderschale bilde sich infolge der Flügelkräfte eine Strömung aus, die den Sätzen vom Antrieb, von der lebendigen Kraft und von der Winkelbewegungsgröße genügt, ohne Störung durch die Strömung in den benachbarten Zylinderschalen.

Für diese Annahme gilt das unter 1. Gesagte. Solche Strömungen könnten sich beeinflussen durch Druckunterschiede und Reibungen zwischen den Schichten, und Korrekturen hätten bei diesen etwaigen Störungskräften einzusetzen.

Eine Anzahl von allgemeinen Ergebnissen läßt sich aber auch ohne Benutzung von 1. und 2. ableiten.

¹⁹⁾ Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie, dies. Zeitschr. Heft 12, 14, 16.

²⁰⁾ Z. d. Ver. D. Ing. 1910, p. 1009.

²¹⁾ Revue de l'aviation, Sept. 1910.

3. Die Einströmung in einen solchen schmalen Ringquerschnitt erfolge gleichmäßig und axialsymmetrisch über den Umfang des Kreises, im übrigen beliebig von außen nach innen konvergierend. Man beobachtet in der Tat ein solches Verhalten der in einen stationären Propeller von allen Seiten angesaugten Luft. Bei Marschpropellern kann man es übrigens durch Wahl der Flügelbreite einrichten, daß die Luft ohne Ansaugung mit der Marschgeschwindigkeit eintritt.

4. Die Strömung innerhalb des Propellers und unmittelbar hinter dem Propeller erfolge in zylindrischen Schalen. Insbesondere ziehe sich der Strömungsquerschnitt infolge der axialen Geschwindigkeitsvermehrung nicht radial, sondern nur tangential zusammen, so daß also die Ausströmung sich nicht gleichmäßig über dem Umfang eines Austrittsrings verteilt, sondern in Zonen beschleunigter Strömung, zwischen denen Stagnation herrscht.

Wir entnehmen diese Behauptung der Beobachtung, die zum mindesten bei Luftpropellern einen zylindrischen, von dem Wege der Flügelspitzen ausgehenden, auf eine ganze Strecke hinter dem Propeller scharf begrenzten Reaktionsstrahl liefert. Da die Geschwindigkeiten hinter dem Propeller der Messung und der Rechnung nach ein Vielfaches der Einströmungsgeschwindigkeiten betragen, muß der Beschleunigung eine Kontraktion entsprechen, die aber wegen der zylindrischen Gestalt des Reaktionsstrahles nur eine tangential und keine radiale sein kann. Diese Anschauung wird auch durch den rhythmischen Charakter des Reaktionsstromes bestätigt, der eben aus den aus dem vollen Einströmungskegel hervorschießenden, spiralförmig bewegten Bändern beschleunigter Luft mit dazwischen liegenden stagnierenden Bereichen besteht. Daß die Strömung innerhalb des Propellers rein zylindrisch ist, ist allerdings weniger sicher, da die Konvergenz der Einströmung in den Propeller hineinreichen könnte. Wir werden die Konvergenz der Strömung ganz vor den Propeller verlegen, da die große Vereinfachung der Rechnung die, wie man abschätzen kann, nur geringen möglichen Fehler bei weitem aufwiegt.

5. Die Geschwindigkeiten und Druckdifferenzen der Luft seien genügend klein, so daß die Elastizität der Luft nicht berücksichtigt werden braucht. Dazu ist nötig, daß die Umfangsgeschwindigkeit des Propellers erheblich kleiner als die Schallgeschwindigkeit (330 m/sec) ist. Nach ballistischen Versuchen gelten die Luftwiderstandskoeffizienten unverändert bis etwa 200 m/sec Geschwindigkeit.

Mit diesen Voraussetzungen werden wir für die Hub- und die Marschschraube in der Lage sein, die Abhängigkeiten zwischen Flügelbreiten, Ansaugungsgeschwindigkeiten, Austrittsgeschwindigkeiten und Flügelneigungen an jeder Stelle anzugeben.

Es werden sich nicht nur die Stellungswinkel günstigsten Einzeleffekts und größter Güteziffer, sondern auch die Flügelformen, Flügelbreiten und Durchmesser günstigsten Gesamteffekts und größter Gesamthubkraft ergeben, und es wird der Entwurf von Schrauben für vorgeschriebene Verhältnisse mit je zwei durch Kurven dargestellten Abhängigkeiten zwischen dimensionslosen Größen, den Kennzahlen, sich erledigen lassen. (Fortsetzung folgt.)

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

6) Widerstand von Drähten und Seilen.

In der letzten Mitteilung der Modellversuchsanstalt wurde schon kurz über die Resultate der Vorversuche berichtet, die wir zur Ermittlung des Widerstandes von Drähten im Wind angestellt haben. Die neue Mitteilung

soll nun ausführlicher über diesen Gegenstand berichten und die damals angegebenen Zahlenwerte verbessern.

Die Aufhängung der Drähte geschah in der in Fig. 26 dargestellten Weise. Die Drähte 1, 2 und 3, die die Übertragung des Widerstandes auf die Wage vermitteln, sind wie bei allen früheren Versuchen aufgehängt. Sie liegen in einer Horizontalebene und kommen im Knotenpunkt unter dem gleichen Winkel von 120° zusammen. Draht 2 ist an der Wand befestigt, während Draht 3 an einer Wage angreift, die außerhalb des Kanals steht und zur Messung der Widerstandskraft dient. Draht 1 führt zu einem Ring, der durch Draht 4 mit der festen Decke des Kanals in Verbindung steht. Außerdem hängt noch der Meßdraht x an dem Ring. x ist durch einen Schlitz

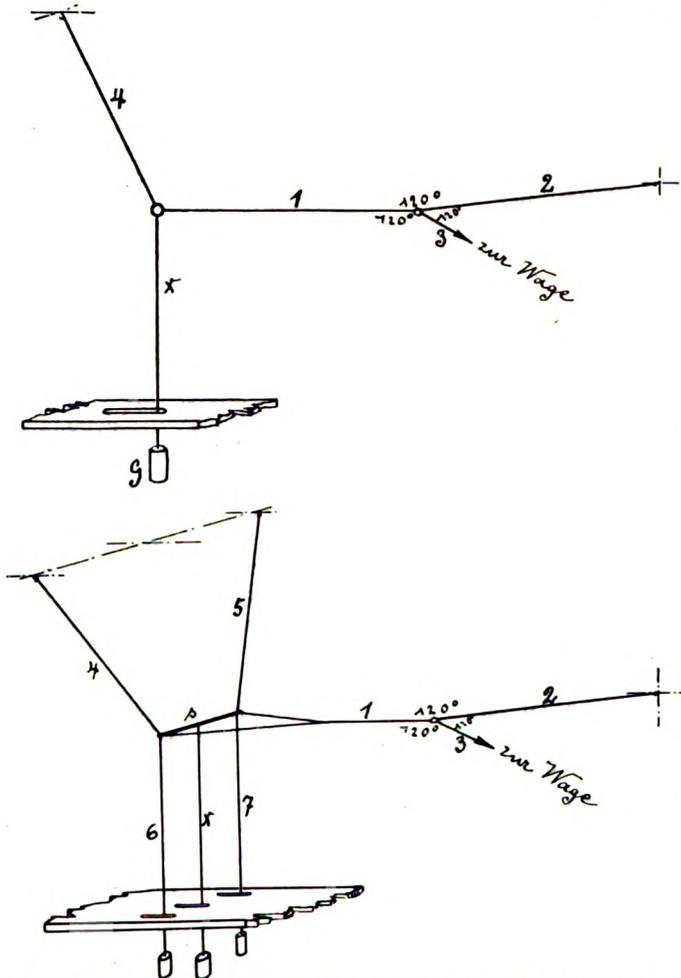


Fig. 26 und 27. Versuchsanordnungen für die Messung der Drahtwiderstände.

freihängend unter den Fußboden geführt und trägt ein Spanngewicht G . Der Schlitz muß so lang sein, daß x unter dem Einfluß des Windes zurückweichen kann ohne die Wandung zu berühren. Draht 1, 2, 3 und 4 und der Ring bleiben für alle Messungen in gleicher Lage hängen. Nur der Meßdraht x wird von Versuch zu Versuch ausgewechselt. Wir begannen die Messungen mit einem Platindraht von 0,05 mm Durchmesser und nahmen für jeden neuen Versuch einen stärkeren Meßdraht. Im ganzen haben wir 16 Drähte (bzw. Stangen oder Rohre) von folgenden Durchmessern untersucht:

0,05	0,07	0,09	0,125	0,153	0,207	0,291
0,610	1,007	1,39	2,80	4,465	8,06	11,93
		18,9	29,9 mm			

Jeder Draht bzw. jedes Rohr wurde bei vier Geschwindigkeiten (4,6, 6,5, 8,0 und 9,6 m/sec.) und bei etwa 15° C

untersucht. Der Widerstand der Drähte 1, 2, 3, 4 und des Ringes läßt sich für die vier Geschwindigkeiten durch Extrapolation ermitteln, indem man nämlich die an der Wage abgelesenen Widerstandswerte für Aufhängung plus Meßdraht, abhängig vom Durchmesser des Meßdrahtes, aufträgt. Durch die so bestimmten Punkte läßt sich eine Kurve legen, die man bis zur Ordinatenachse verlängern kann. Der Abschnitt auf der Ordinatenachse gibt den Widerstandswert für den Durchmesser Null des Meßdrahtes, also für die Aufhängung allein.

Für die dünnsten Drähte schien diese Extrapolation etwas unsicher; es lag nämlich die Möglichkeit vor, daß das Gesetz des Drahtwiderstandes bei sehr kleinen Durchmessern Besonderheiten aufwies, die sich aus unsern Ver-

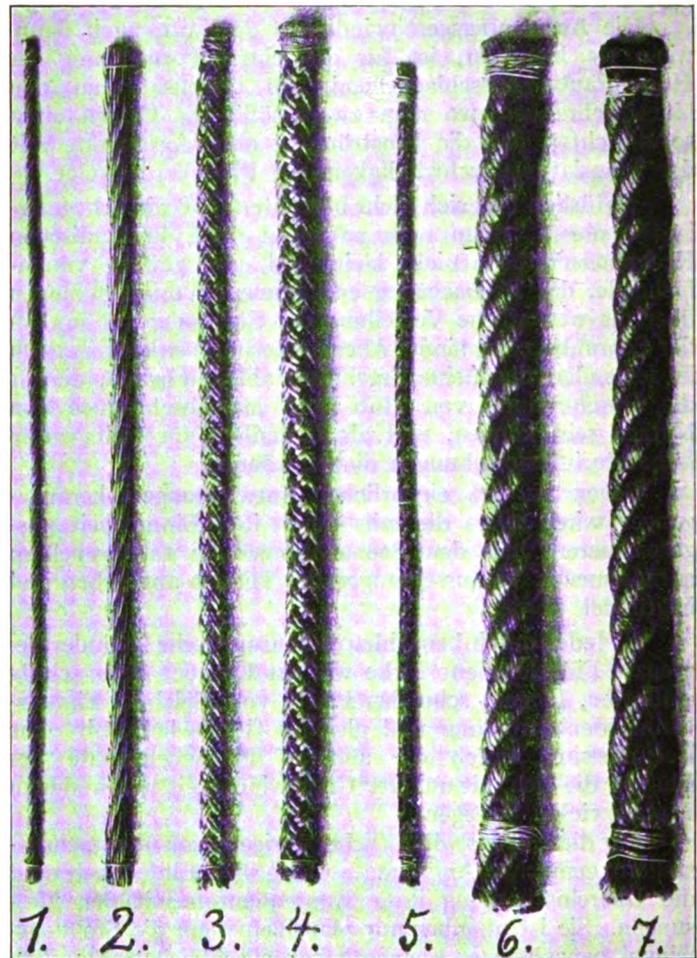


Fig. 28. Die geprüften Seile.

suchen nicht erkennen ließen. Deshalb wurde auf Vorschlag von Herrn Prof. Prandtl eine Kontrollmessung angestellt, die es gestattet, den Widerstand des Meßdrahtes allein einwandfrei zu ermitteln. Zu dem Zwecke wurde die Aufhängung der Fig. 27 gewählt. Der Ring der Fig. 26 ist hier durch den Stab s ersetzt, der durch die Drähte 4 und 5 mit der Decke in Verbindung steht. An dem Stab hängen die drei Drähte 6, 7 und x , die durch drei Schlitzte unter den Fußboden geführt sind und durch je ein Gewicht straff gespannt werden. Die Drähte 1, 2 und 3 übertragen, wie vorhin, die Kräfte auf die Wage. Ausgewechselt wird hier wieder der Draht x . Da die Aufhängung auch ohne den Draht x durch Vermittlung der Gewichte an den Drähten 6 und 7 straff gespannt bleibt, ist es hier möglich den Widerstand der Aufhängung allein zu bestimmen, was bei der ersten Versuchsanordnung nicht der Fall war. Als ein Nachteil dieser Aufhängung muß es bezeichnet

werden, daß die drei Spannungsgewichte leicht ins Pendeln geraten und dadurch ein genaues Ablesen der Wage erschweren. Es wurde deshalb mit dieser Anordnung nur der Widerstand von dünnen Drähten gemessen. Die dabei gewonnenen Resultate für die Meßdrähte wurden von dem Widerstand, der sich für Aufhängung 1 plus Meßdraht ergeben hatte, abgezogen und dienten so zur genauen Bestimmung des Widerstandes der vorigen Aufhängung.

Wir haben nun für die Widerstandswerte der verschiedenen Meßdrähte den Koeffizienten ψ berechnet, der durch die Formel: Widerstand = $\psi \cdot \frac{\gamma v^2}{g} \cdot l \cdot d$ definiert ist.

Es zeigt sich, daß ψ erst für größere Durchmesser und Geschwindigkeiten einen konstanten Wert annimmt. Nach O. Reynolds ist — gleiche und gleich temperierte Flüssigkeit vorausgesetzt — vollkommene Ähnlichkeit in den Strömungen um zwei ähnliche Körper unter Berücksichtigung der Flüssigkeitsreibung vorhanden, wenn die linearen Abmessungen des Körpers der Geschwindigkeit umgekehrt proportional sind. Demnach müssen zwei Drähte im Wind, für die das Produkt $v \cdot d$ (d = Durchmesser) das gleiche ist, den gleichen Widerstandskoeffizienten haben. In den beiden folgenden Formeln, die unsere Resultate sehr gut wiedergeben, erscheint deshalb ψ nur als Funktion von $v \cdot d$.

$$1) \quad \psi = 0,66 - 14 \cdot v^{m/sec} \cdot d^m \quad \text{für } v \cdot d \leq 0,015 \frac{m^2}{sec}$$

$$2) \quad \psi = 0,45 \quad \text{für } v \cdot d \geq 0,015 \frac{m^2}{sec}$$

Hinzufügen müssen wir noch, daß die Formel 1 erst von $v \cdot d = 0,001 \frac{m^2}{sec}$ an Gültigkeit hat. Für geringere Werte des Produktes streuen die Meßwerte so beträchtlich, daß sich keine einwandfreie Angabe machen läßt. In der Praxis kommen aber Drähte von so geringem Durchmesser bzw. so niedrige Geschwindigkeiten kaum vor, so daß

Nr.	Gegenstand	Durchmesser d in mm	Länge l in cm	Geschw. v in m/sec	Widerst. d. Seiles in Gramm	$\psi =$	
						$\frac{W}{\gamma v^2 \cdot l \cdot d}$	ψ im Mittel
1	Drahtseil aus 6 Litzen	3,2	92,9	4,63	4,26	0,546	0,54
				8,00	12,46	0,536	
				9,65	18,52	0,547	
2	Drahtseil aus 6 Litzen	7,5	92,6	4,63	9,46	0,518	0,55
				8,00	30,55	0,56	
				9,65	45,25	0,572	
3	Überflochtenes Hanfseil	7,0	92,7	4,63	10,08	0,59	0,60
				8,00	31,02	0,607	
				9,65	45,55	0,616	
4	Überflochtenes Hanfseil	10,1	91,9	4,63	13,46	0,551	0,57
				8,00	42,1	0,575	
				9,65	62,4	0,588	
5	polierter Strick	4,3	93,6	4,63	4,82	0,456	0,45
				8,00	14,18	0,45	
				9,65	20,95	0,459	
6	Hanfseil aus 4 Litzen	16,0	91,1	4,63	20,48	0,533	0,53
				8,00	61,05	0,533	
7	dasselbe, Fasern abgebrannt	16,0	91,1	4,63	18,96	0,495	0,50
				8,00	57,05	0,50	

die Widerstandskoeffizienten für $v \cdot d < 0,001 \frac{m^2}{sec}$ lediglich noch physikalisches Interesse besitzen. Von diesem Gebiet abgesehen, bleiben die größten Abweichungen zwischen den Versuchswerten und den Werten aus den beiden Formeln unter 5 %.

Außer den Drähten sind noch die sieben in Fig. 28 dargestellten Draht- und Hanfseile auf ihren Widerstand im Wind untersucht worden. Die in der Tabelle angegebenen Durchmesser sind mittels Schublehre gemessen, und zwar wurde die Einstellung so vorgenommen, daß sich das Seil eben noch leicht zwischen den beiden Schenkeln der Schublehre drehen ließ. Die Seile wurden in der in Fig. 26 dargestellten Weise an Stelle des Meßdrahtes x aufgehängt. Den Widerstand der Aufhängung haben wir von den Drahtmessungen übernommen. Es ergaben sich untenstehende Resultate.

Um einen Maßstab für die Größe des Koeffizienten ψ zu haben, sei zum Vergleich mitgeteilt, daß der Koeffizient für die senkrecht vom Wind getroffene, quadratische Platte von Eiffel zu 0,6 bestimmt wurde und daß sich ψ für die Kugel zu 0,17 ergibt.

O. Föppl.

Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers.

Von Mich. Gabriel, Oberingenieur der Albatroswerke, G. m. b. H. Berlin-Johannisthal.

(Fortsetzung aus Heft 18. Mit Tafel XVI.)

In Zeichnung 212 und 226 (siehe Heft 18, Tafel XV) stimmen die vorderen Breiten der Bordleisten nicht ganz überein. Aufklärend sei hierzu bemerkt, daß sich die Maße der Zeichnung 212 auf das Modell 1909 beziehen. Beim Modell 1910 sind die Bordleisten vorne etwas verstärkt, was in die Zeichnung 226 nachträglich eingetragen wurde.

Nachdem Seitenrippen und Kreuzrippen montiert sind, werden die in Zeichnung 243 dargestellten Mittelrippen eingezogen. Dieselben bestehen ihrer ganzen Länge nach aus Spruce. Die linke Leiste ist das Spiegelbild der rechten, weshalb sie auf der Zeichnung nicht besonders dargestellt ist. Die Krümmung am vorderen Ende gibt das Holz ohne Dämpfen her. Innerhalb des Schwanzes sind die Mittelleisten längs horizontaler Ebenen abgefast.

Bevor das Boot von der Grundplatte abgehoben wird, werden die Bordleisten durch provisorische Querstreben miteinander verbunden. Das bisher umgestülpte Boot wird nunmehr umgedreht und mit seinem Kiel auf ein »Kielgerüst« gestellt, welches aus einem auf einer festen Grundplatte hochkantig aufstehenden Brett besteht, das genau nach der Kiellinie ausgeschnitten ist. Durch Stützen wird das Boot in seiner aufrechten Lage erhalten. Natürlich muß sowohl Bootgerüst als auch Kielgerüst auf ebenem, festem Fußboden stehen; wo dieser nicht vorhanden ist, muß erst eine genau wagrechte Fundamentplatte geschaffen werden.

Zeichnung 228. Der Sitz des Antoinette-Apparates ist ziemlich komfortabel ausgestattet. Der Fahrer sitzt auf einem gefederten Kissen und lehnt sich gegen eine gepolsterte Lehne. Diese ist aus Esche im Dampf gebogen. Die Unterlage für das Sitzkissen, die Stäbchen Pos. 5 sind absichtlich schwach gehalten, damit sie im Falle eines Sturzes brechen und den Stoß dadurch mildern. Der Sitz ist eingelassen in ein Deckbrett, welches die Kreuzleisten der anderen Bootsfelder ersetzt. Gegen das Herausstürzen ist der Pilot durch einen breiten

Gurt geschützt. Die Steuerungsräder wurden früher innerhalb des Bootes, im Sitzausschnitt des Deckbrettes angebracht, jetzt befinden sie sich außerhalb des Bootes.

Für das Unterrichten von Schülern wird der Sitz möglichst nach vorne geschoben, und der Schüler nimmt auf ihm Platz, während etwas mehr hinten und etwas höher der Lehrer sitzt, welcher von seinem Platz aus in der Lage ist, die Steuerbewegungen des Schülers zu korrigieren. Das Seitensteuer wird hierbei nur vom Lehrer bedient. Dasselbe ist zu diesem Zweck bei den Schulapparaten mehr nach hinten verlegt. Die Mitnahme eines Schülers oder Passagiers verschiebt den Schwerpunkt des Systems natürlich nach hinten; um nun nicht immer mit gesenktem Höhensteuer (das dadurch wenig nutzbaren Ausschlag nach unten hat) fliegen zu müssen, und um die Gleichgewichtsverhältnisse gleich zu lassen, verschiebt »Antoinette« die Tragflächen bei seinen Schulapparaten etwas nach hinten. Der naheliegende Versuch, die Sitze um ein Feld nach vorne zu schieben, ist wegen der mangelnden Aussicht nach unten nicht durchführbar und wäre auch zu wenig wirksam, wie eine einfache Rechnung ergibt.

In Zeichnung 205 erscheint der zweite Teil des Rumpfes, der sog. »Schwanz« im Aufriß und Grundriß. Wie schon erwähnt, ist das Gerippe des Schwanzes mit dem Boot konstruktiv ein einheitliches Ganzes; der ins Auge fallende Unterschied besteht nur in der Verschiedenheit der Bekleidung; Während das Boot mit Holz verplankt ist, wird der Schwanz allseitig mit Stoff bezogen. Die verschiedenen Querschnitte des Schwanzes sind teilweise aus Zeichnung 205, besonders aber aus Zeichnung 217 zu ersehen. Die Schnitte sind unmittelbar hinter den Knotenpunkten geführt. Der Schwanz verjüngt sich nach hinten zu in der Breite und in der Höhe, und zwar derart, daß die Oberfläche die gerade, ebene Fortsetzung der Bootsfläche bildet, während der Kiel in sanfter Kurve ansteigt; gleichzeitig kommen die Seitenwände infolge des Schmälerwerdens der Oberfläche immer steiler zu stehen.

(Fortsetzung folgt.)

Bitterfeld, nicht Friedrichshafen.

Antwort auf Herrn Dr. Eckeners Frage.

Von Dr. K. Schreiber, Greifswald.

Auf Seite 209 dieser Zeitschrift wendet sich Herr Dr. Hugo Eckener gegen meinen Vorschlag, eine Luftschiffversuchsanstalt, falls eine solche überhaupt eingerichtet werden soll, in Bitterfeld einzurichten.

Der ganze Ton, in dem dieser Angriff gehalten ist, namentlich die Stelle: »daß Bitterfeld auch sonst als Sitz der Parseval-Baugesellschaft »viel bietet« — die Worte: »viel bietet« sind von Herrn Dr. Eckener in Anführungsstriche gesetzt, obgleich sie sich in meinem Aufsatz nirgends in Verbindung mit Bitterfeld, noch viel weniger mit der Parsevalgesellschaft finden, — sind geeignet, den Anschein zu erwecken, als ob ich im Auftrage oder in sonst irgend einem Abhängigkeitsverhältnis von der Parsevalgesellschaft geschrieben hätte. Ich erkläre deshalb hiermit, daß mir Herr von Parseval sowohl wie die Mitglieder und Beamten der Parsevalgesellschaft und deren Tochtergesellschaften ebenso fremd sind wie Herr Graf Zeppelin und die Mitglieder und Beamten seiner Gesellschaft und deren Tochtergesellschaften, und daß ich zu niemand von allen diesen in einer irgendwie gearteten Beziehung stehe.

Auf die übrigen nur mich allein betreffenden, von Herrn Dr. Eckener ohne den geringsten Versuch einer Begründung in die Welt geschleuderten persönlichen

Angriffe, z. B. daß ich eine Aversion gegen Friedrichshafen habe, daß ich die Friedrichshafener Verkehrsabsichten mißverstehe usw., halte ich nicht für nötig einzugehen.

Der umfänglich größte Teil des sachlichen Inhaltes von Herrn Dr. Eckeners Angriff richtet sich gegen Herrn Aßmann. Daß die Meteorologie noch lange nicht genug Beobachtungsmaterial hat, daß das wenige vorhandene selbst noch unsicher ist, daß die »persönlichen Fehler« der Beobachter bei den Sturmschätzungen nicht zu ermitteln sind, alles das sagt Aßmann selbst. Er würde sich aber nicht die mühevollen Arbeit gemacht haben, wenn er nicht die Überzeugung gehabt hätte, wenigstens eine erste Annäherung an den wirklichen Zustand zu erreichen. Deshalb dürfen wir uns immerhin schon etwas danach richten. Diese Statistik ergibt eine mittlere Windgeschwindigkeit für Celle von 2,88 m/sec, für Bitterfeld 3,00 und für Friedrichshafen 3,91. Celle ist also in bezug auf die Windverhältnisse nur 4% besser gestellt als Bitterfeld »und bietet sonst gar nichts« — hier einzig und allein kommt in meinem Artikel das Wort »bietet« vor, und diese 4% darf man wohl vernachlässigen. In Fr. sind die Windverhältnisse nach Aßmann 30% ungünstiger als in B., und das läßt sich nicht so ganz vernachlässigen.

Weiter gibt uns diese Statistik eine Übersicht über die Zahl der Sturmtage. A. hat die von ihm bearbeiteten Stationen nach Ausschluß der Höhenstationen in eine Reihe geordnet mit immer häufiger werdenden Sturmtagen. In dieser ist Fr. die 26. unter 38; ob man das als keineswegs besonders günstig oder als keineswegs günstig bezeichnen will, ist ziemlich gleichgültig.

Wenn Herr Dr. Eckener nach »seinem Empfinden« der Meinung ist, daß Fr. in dieser Zählung zu schlecht wegkommt und daß höchstens die vom zweiten Beobachter ausgeführte Zählung als richtig anzusehen sei, so habe ich dagegen vom »persönlichen Empfinden« unabhängige Gründe, welche die Zahlen des ersten Beobachters als die richtigeren erscheinen lassen. Lassen wir es also bei den Angaben Aßmanns, damit die Fr.-Zahlen mit den anderen vergleichbar bleiben.

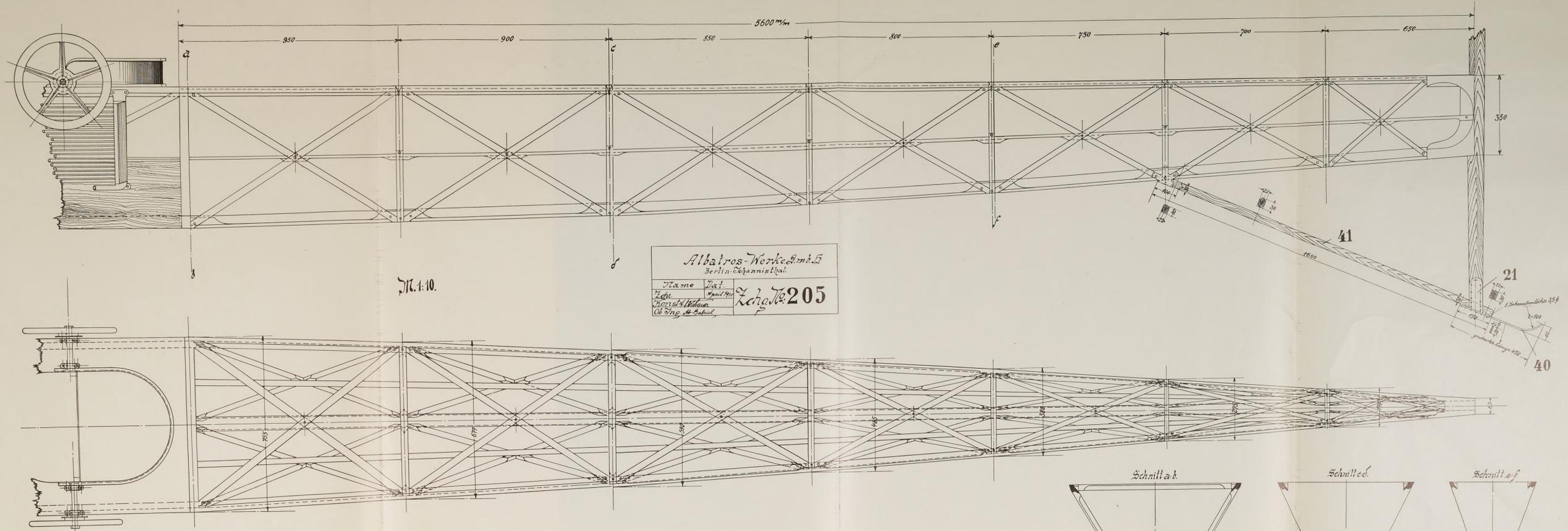
Ich könnte nun fragen, weshalb denn gerade Friedrichshafen? Herr Graf Zeppelin hat diesen Ort gewählt, weil er für die Landung seines Luftschiffes in der ersten Zeit eine Seefläche nötig hatte. In seiner süddeutschen Heimat ist der Bodensee der einzige See, welcher in Frage kommen kann, und deshalb wählte Herr Graf Zeppelin Fr., unbekümmert um andere Bedingungen. Nachdem aber jetzt selbst die Gerüstluftschiffe auf dem festen Boden landen können, fällt auch für sie dieser Grund für Fr. weg; für die anderen Luftschiffsysteme, die ja auf der Versuchsanstalt in gleicher Weise berücksichtigt werden müssen, hat er nie bestanden. Es spricht also nichts für Fr.

Die Frage des Herrn Dr. Eckener veranlaßt mich, hier auch noch die anderen Punkte, welche außer den günstigen Windverhältnissen für B. und gegen Fr. sprechen, ausführlich aufzuzählen.

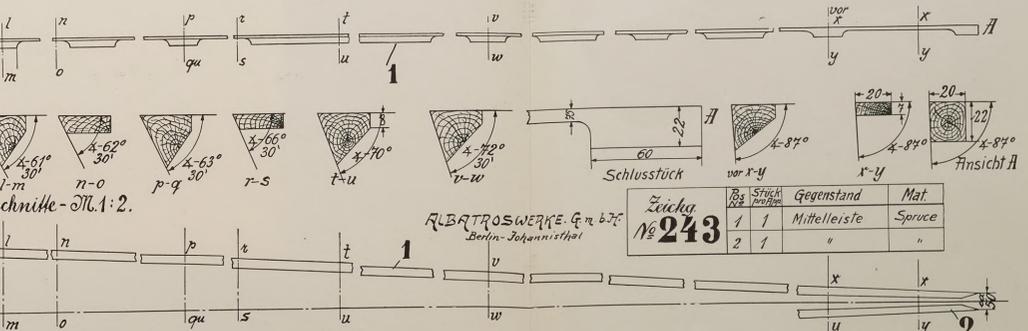
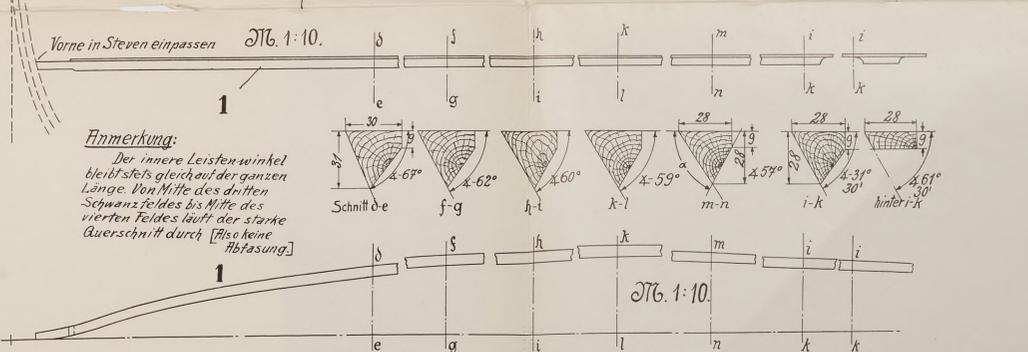
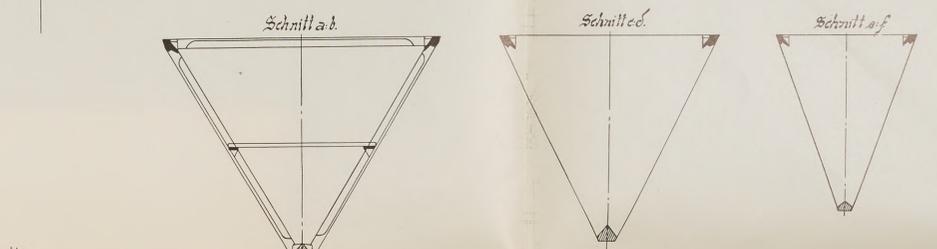
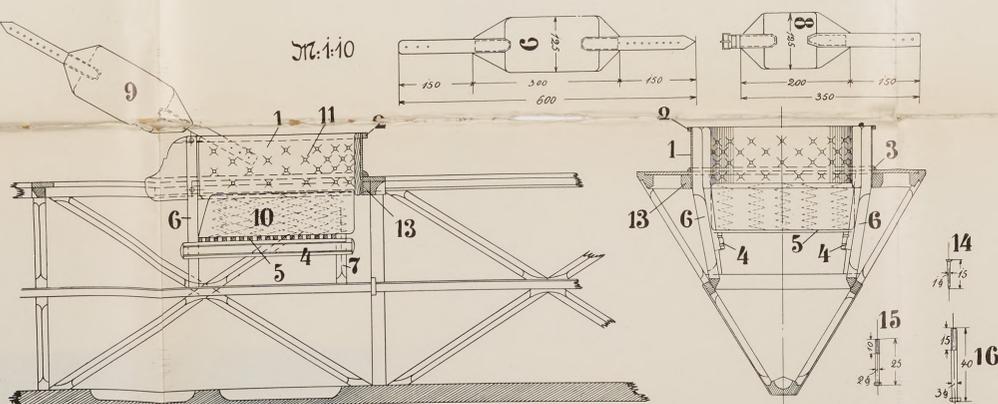
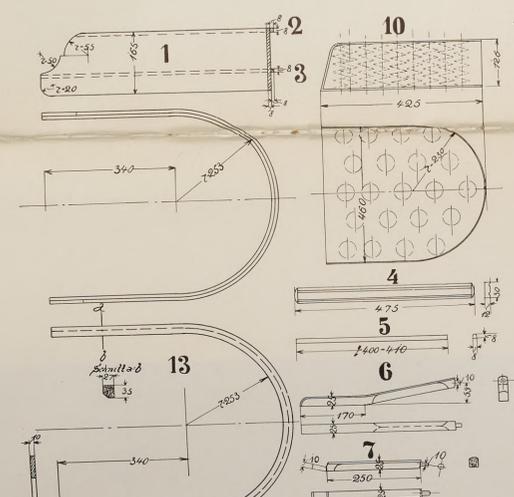
1. B. bietet billigen Wasserstoff, weil er als Nebenprodukt der dortigen chemischen Industrie gewonnen wird. Er wird mit 0,10 M. für 1 cbm abgegeben. In Fr. muß er in einer besonderen Anstalt hergestellt werden.

Über den Preis, den man für derartigen H_2 zu zahlen hat, kann man sich einigermaßen ein Bild machen, wenn man bedenkt, daß Herr v. Oechelhäuser¹⁾ für sein Ballongas mit nur 80% Wasserstoff als Mindestpreis den Preis des gewerblichen Gases berechnet, der in Dessau

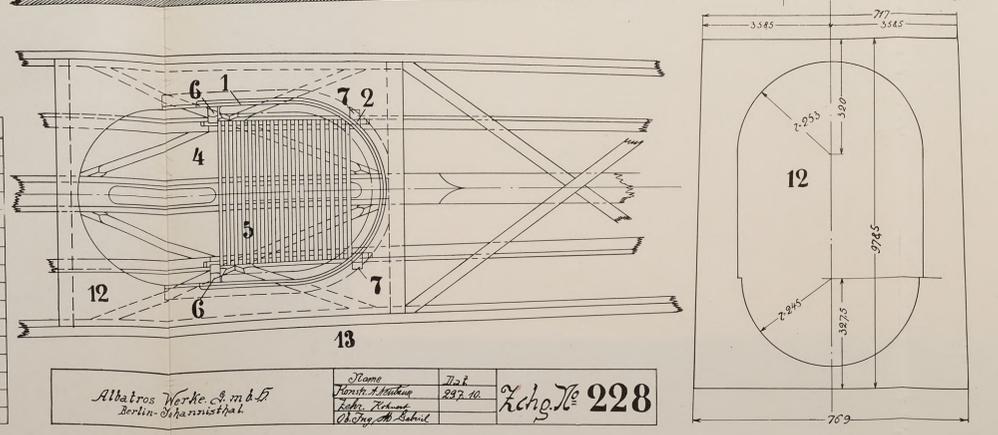
¹⁾ Diese Zeitschr. S. 169.



Albatros-Werke GmbH
Berlin-Johannisthal.
Zichg. No. 205



Pos. / Stück	Gegenstand	Mat.	Anmerkung
1	Lehne	Esche	
2	Obere Rahmenleiste		
3	Untere "		
4	Stützleiste	Spruce	
5	Stab	Esche	
6	Lange Stütze		
7	Kurze "		
8	Kurzer Furt	Stoff	complet mit Leder- meß u. Schnalle
9	Ranger		
10	Sitzpolster	Leder	complet mit Federn
11	Lehnenpolster		complet abgestopft mit Federn
12	Deckbrett	Spruce	
13	Randleiste		
14	Nagel 1 1/2 x 15 mm	Birch, Eisen- schloß	zur Befestigung von 20 auf 10
15	Schraube 2 1/2 x 25 mm	"	zu Pos. 4, 6, 7
16	Schraube 3 1/2 x 40 mm	"	zu Pos. 6 u. 7



Albatros Werke GmbH
Berlin-Johannisthal.
Zichg. No. 228

0,13 M., meist als
Ausgangsmaterial
aber auch teurer
kostet nach Dr.
Gase, 0,65 M.
Wasserstoff nicht
kleinere der bei
0,20 M. für 1 cb

Ein Luftschiff
land« verlangt
Diffusion werden
Zeit zu Zeit Neu
zusammen so vi
Laufe des Jahre
in B. an diese
= 58900 M. g
Summe für den
Reich zu unter
der anderen S
müssen, ergeben
sehnliche Erspa

2. B. liegt
Es hat also das
Tragfähigkeit.
anstalt für eine
müssen, so wer
nötigen Gasvol
spart wird, in
Fr. Sie werden
auch im Betrie

3. B. liegt
durch seine v
Seiten bequem
Fr. liegt sozu
und hat selbs
recht wenig V

Auf die
Luftschiffe ange
keine Rücksicht

4. Ferner
Grenzen weit
die Schweiz a
liche Grenze
nach dem Sü
können.

Im Tal
rosen im We
in der Nord
daß das Luft
dortigen sch
zwungen wir
Zeiten die p
wird, höchst
doch dort c
und auch vie
war. Von
einfaches gla

5. Gegen
geltend gem
Parsevalgese
Satz richtig
soll, wo die
Eine Luftsch
haben vielm
weit getrenn
leider zum
dann die C
Versuchsans
wird, der I

0,13 M., meist aber wohl 0,16 M. beträgt. Aus reinerem Ausgangsmaterial hergestellt, wird das Gas zwar reiner, aber auch teurer. Elektrolytisch hergestellter Wasserstoff kostet nach Dr. Luhmann: Komprimierte und flüssige Gase, 0,65 M. für 1 cbm. Unter 0,30 bis 0,40 M. ist Wasserstoff nicht herstellbar. Nehmen wir nur die kleinere der beiden Zahlen, so wird in B. noch immer 0,20 M. für 1 cbm gespart.

Ein Luftschiff von den Abmessungen der »Deutschland« verlangt für eine Füllung 19300 m³. Infolge der Diffusion werden täglich Nachfüllungen nötig und von Zeit zu Zeit Neufüllungen. Nehmen wir an, daß beides zusammen so viel Gas braucht, als ob das Luftschiff im Laufe des Jahres 15 mal neu aufgefüllt würde, so wird in B. an diesem einen Luftschiff 19300 · 15 · 0,20 = 58900 M. gegen Fr. gespart; eine recht stattliche Summe für den Jahresetat selbst einer vom Deutschen Reich zu unterhaltenden Anstalt. Für die Luftschiffe der anderen Systeme, die ja auch gehalten werden müssen, ergeben sich zwar kleinere, aber auch recht ansehnliche Ersparnisse.

2. B. liegt rund 60 m, Fr. 400 m über dem Meere. Es hat also das Gas in B. eine um mehr als 4% größere Tragfähigkeit. Da nun die Luftschiffe der Versuchsanstalt für eine bestimmte Tragkraft berechnet werden müssen, so werden sie in B., weil wegen des geringeren nötigen Gasvolumens gleichzeitig Gerüst bzw. Hülle gespart wird, in noch größerem Prozentsatz kleiner als in Fr. Sie werden somit sowohl bei der Anschaffung als auch im Betrieb merklich billiger.

3. B. liegt nahezu im Herzen Deutschlands und ist durch seine vielen Eisenbahnverbindungen von allen Seiten bequem, d. h. schnell und oft zu erreichen. Fr. liegt sozusagen an dem einen Ende Deutschlands und hat selbst mit seinem unmittelbaren Hinterlande recht wenig Verbindung.

Auf die Schweiz, die sich bekanntlich französische Luftschiffe angeschafft hat, braucht Deutschland wahrlich keine Rücksicht zu nehmen.

4. Ferner liegt B. von allen natürlichen und politischen Grenzen weit entfernt, während Fr. im Süden sowohl die Schweiz als politische wie auch die Alpen als natürliche Grenze dicht vor den Toren hat, also Fahrten nach dem Süden immerhin unangenehme Folgen haben können.

Im Tal Biberach-Friedrichshafen weht, wie die Windrosen im Werke Aßmanns zeigen, der Wind wesentlich in der Nord-Südrichtung. Es ist also leicht möglich, daß das Luftschiff nach Süden abgetrieben und in dem dortigen schwierigen Gelände zu einer Notlandung gezwungen wird. Wenn nun auch wohl in friedlichen Zeiten die politische Grenze kaum Schwierigkeiten bieten wird, höchstens in bezug auf die Verzollung, so fehlt doch dort das deutsche Militär, welches bei allen Not- und auch vielen anderen Landungen bisher unentbehrlich war. Von B. aus hat man nach allen Richtungen hin einfaches glattes Gelände und deutsches Gebiet.

5. Gegen B. könnte meiner Auffassung nach allein geltend gemacht werden, daß dort die Werkstätten der Parsevalgesellschaft sind. Zwar ist im allgemeinen der Satz richtig, daß der Sitz einer Versuchsanstalt dort sein soll, wo die betreffende Industrie stark entwickelt ist. Eine Luftschiffindustrie gibt es aber noch gar nicht; wir haben vielmehr in Deutschland zurzeit nur die räumlich weit getrennten Werkstätten der drei Systeme, die sich leider zum Teil noch schroff gegenüberstehen. Da ist dann die Gefahr nicht ausgeschlossen, daß, wenn die Versuchsanstalt am Sitz eines dieser Systeme eingerichtet wird, der Leiter der Anstalt zugunsten dieses Systems

stark beeinflusst wird und nicht unparteiisch alle Systeme gleichmäßig behandelt. Dasselbe Bedenken spricht aber in noch viel schlimmerem Maße gegen Fr. B. ist zwar der Sitz der Werkstätten, aber nicht der Leitung der Parsevalgesellschaft; die Gelegenheit, die Versuchsanstalt zu beeinflussen, ist also nicht so groß wie in Fr., das auch der Sitz der Leitung der Zeppelingesellschaft ist. Infolge der bequemen Verbindung B.s nach allen Richtungen hin wird der Besuch der Anstalt durch vollständig unabhängige Interessenten sehr stark sein, die leicht ein Gegengewicht abgeben können, wenn dennoch der Versuch der Beeinflussung gemacht werden sollte. In Fr. kann der Leiter der Anstalt kaum mit anderen Sachverständigen zusammenkommen als den Beamten der Z.-Gesellschaft, so daß er viel leichter als irgendwo einseitiger Beeinflussung unterliegen kann.

6. Will man durchaus die lebendig schaffende Luftschiffindustrie entscheiden lassen, so muß man sich für B. entschließen. In Fr. sind in den letzten zwei Jahren zwei Z.-Luftschiffe neu hergestellt und zwei umgebaut worden, dagegen hat die Parseval-Gesellschaft in derselben Zeit in B. sieben Luftschiffe fertiggestellt und vier neu in Bau genommen.

Fassen wir noch einmal zusammen: B. hat eine langsamere mittlere Windgeschwindigkeit; B. hat weniger Sturmtage; B. hat billigeren Wasserstoff; B. liegt viel weniger hoch über dem Meere; B. liegt von allen politischen und natürlichen Grenzen weit entfernt; in B. ist die Anstalt weniger behindert, alle Systeme unparteiisch zu behandeln; in B. ist die lebhaftere Luftschiffwerkstatt.

Damit nun nicht über diesem einen Punkte die übrigen zur Förderung von Flugtechnik und Motorluftschiffahrt nötigen vergessen werden, will ich hier den Tenor aus meinem ersten Artikel noch einmal wiederholen:

1. Schaffung möglichst vieler Institute an Universitäten und techn. Hochschulen zur wissenschaftlichen Erforschung der für den Luftverkehr wichtigen Naturgesetze.
2. Schaffung von möglichst vielen über ganz Deutschland verbreiteten Flugplätzen zur praktischen Erprobung der Flugtechnik, die zum Teil mit jenen Instituten vereinigt, zum Teil von ihnen unabhängig sein müssen.
3. Schaffung einer Reichsversuchsanstalt für Luftschiffe in Bitterfeld, die für den Anfang mit einem großen Z.- und einem großen P.-Luftschiff auszurüsten ist, weil dieses die beiden Extreme der möglichen Systeme sind.

Vorschläge für einheitliche Fachausdrücke in der Flugtechnik.

Zusammengestellt von Dr.-Ing. F. Bendemann.

(Nach einer Besprechung im Verein deutscher Flugtechniker.)

Das Bedürfnis nach Einheitlichkeit in der neuen, sich bis jetzt noch recht widerspruchsvoll entwickelnden Fachsprache wird bei Behörden, Vereinen, Sportveranstaltungen und besonders auch in der Fabrikation lebhaft empfunden. Klare und sachgemäße Festsetzungen werden die Sprache kürzen, die Verständigung erleichtern und dadurch auch der Technik förderlich sein.

Vielfachen Wünschen folgend habe ich deshalb den folgenden Entwurf unter Mitwirkung des Vorsitzenden des Vereines deutscher Flugtechniker in Berlin, Herrn Dr. F. Huth, aufgestellt. Er ist in einer Sitzung dieses Vereines unter lebhafter Beteiligung zahlreicher Flieger, Konstrukteure und Fachschriftsteller gründlich beraten und durchweg gebilligt

worden. Schnelle Veröffentlichung wurde allseitig dringend gewünscht, damit sich auch auswärtige Fachleute dazu äußern.

Der Entwurf ist zugleich auch dem Sprachenausschuß des D. Luftfahrerverbandes vorgelegt, von diesem lebhaft begrüßt, aber noch nicht endgültig beraten worden.

Der Entwurf stellt in der Hauptsache die schon eingebürgerten, aus dem Leben erwachsenen Fachausdrücke zusammen, die dem mit der Sache Vertrauten auch ohne breite Erklärung sofort verständlich sein werden, zumal in der gewählten systematischen Anordnung. Einige Punkte, in denen zwischen widersprechenden Gebräuchen entschieden werden mußte, oder wo aus dringenden Gründen Verbesserungen nötig schienen, sollen weiterhin noch kurz begründet werden.

Von sprachlicher Schulmeisterei und Pedanterie, die ohnehin unfruchtbar sein würde, dürften die Vorschläge frei sein, ebenso von übertriebener Scheu vor Fremdwörtern. Meist reicht aber der deutsche Wortschatz völlig hin, um ohne jeden Zwang mit deutschen Worten auszukommen.

Gelegentlich sind den deutschen Bezeichnungen noch die bis jetzt bekannteren Fremdwörter in Klammern erklärend hinzugefügt, womit aber nicht etwa ihre Beibehaltung empfohlen werden soll. Umgekehrt sind einigen schwer entbehrlichen Fremdwörtern deutsche Wortvorschläge in Klammern beigelegt, deren Einführung man wünschen, wahrscheinlich aber nicht durchsetzen kann.

Die erläuternden Abbildungen hat Herr A. Vorreiter in dankenswerter Weise beigelegt.

I. Flugzeugbau:

A. Hauptteile eines Flugdrachens.

1. **Flugkörper:** die zum Drachenflug nötigen Teile, also
 - a) Rumpf, mit Sitzen usw.
 - b) Tragkörper oder Flügelgerüst mit Flügeln usw.
 - c) Stabilisierung (Stütigung) und (Flug-)Steuerung.
2. **Triebwerk:** Motor mit Kühlung und allem Zubehör, Getriebe, Schrauben, Lagerung, Befestigungsteilen usw.
3. **Gestell:** Lauf- oder Fahrgestell, mit Rädern. (Laufsteuerung, falls mit steuerbaren Rädern.) Schwimmgestell, mit Schwimmkufen oder Schwimmern. (Schwimmsteuerung.) Schlittengestell, mit Kufen.

B. Aufbau im einzelnen.

1. Flugkörper.

- a) Rumpf.
 - Brücke: offener Längsträger zwischen Flügelkörper und Schwanz (wie bei Voisin, Farman, Sommer).
 - Boot: geschlossener Rumpf (z. B. Antoinette).
 - Spanten: die ein Boot umspannenden, dessen Außenkant versteifenden Rippen.
- b) Flügelgerüst:
 - Flügel sind fest angebracht oder doch nur zu Steuerungszwecken beweglich. (Motorisch bewegte Schlagflügel heißen dagegen »Schwingen«.)
 - Flügelgerippe. Dazu können gehören:
 - Holme: die langen Träger in den Flügeln, quer zur Flugrichtung.
 - Rippen: Vollrippen, Klotzrippen usw. in der Flugrichtung (Profilrippen).
 - Stiele: die senkrechten Stützen zwischen den Flügeln bei Mehrdeckern.
 - Spieren: frei abstehende, meist gerade Stützen, insbesondere zum Absteifen bzw. Verspannen von Flügeln usw. (z. B. bei Antoinette).
 - Streben: schräg stehende Versteifungsstangen u. dgl.

Leisten: dünnere, wenig beanspruchte Langhölzer u. dgl.

Verspannung: Spanndrähte, Spansschloß oder Spanner.

Bespannung.

Flügelstoff: die Gewebe usw. zum Bedecken der Flügelflächen.

c) Steuerung:

Höhensteuerung, Höhensteuer;
Seitensteuerung, Seitensteuer.

Schrägsteuerung. Sie kann erfolgen durch:

Flügelbewegung: Verdrehen, Verwinden der Hauptflügel (Wright) oder durch Hilfsflügelbewegung: Bewegen besonderer Hilfsflügel (Ailerons, wie bei Curtis) oder Klappen (Farman u. a.).

Stabilisierung (Stütigung): fest angebrachte, oder doch nur gelegentlich einstellbare Dämpfungsflossen oder -wände.

Kopfflossen vorn, Schwanzflossen hinten.

Flache Flossen: wagerecht oder flach.
Kiefflossen oder Kielwände, senkrecht oder steil.

2. Triebwerk.

Motor (Mehrzahl: Motoren).

Fester Motor: Zylinder fest.

Umlaufmotor: Welle fest, Zylinder umlaufend (z. B. Gnôme).

Gegenlaufmotor: Zylinder und Welle gegenläufig (z. B. Ajax, Escher).

Kühlung:

Luftkühlung.

Wasserkühlung: Pumpenkühlung; Auftriebkühlung; Verdampfungskühlung.

Behälter oder Tanke für Benzin usw.

Schrauben: Triebschraube, Hubschraube.

Schraubenflügel oder -blatt; Nabe.

Steigung; Leergangsteigung. Schlupf (Slip).

Rechtsgängig, linksgängig. Rechtsgängig bedeutet Drehung im Sinne des Uhrzeigers für den in die Flugrichtung blickenden, also hinter dem Flugzeug stehenden Beschauer.

3. Gestell:

Laufgestell. Die Räder können sein:

fest, d. h. fest am Gestell gelagert;
selbstrichtend oder selbstschwenkend (orientable);
steuerbar, d. h. mit Laufsteuerung versehen.

Puffer oder Stoßfänger (Amortisseur) mit Federn, Kautschuk- oder Luftpuffern usw.

Kufe, Landungskufe.

Rechts und links gelten immer im Sinne der Flugrichtung.

Längs- und Quer- (z. B. Längsträger, Querstreben) bezeichnen immer die Erstreckung in Ebenen längs bzw. quer zur Flugrichtung.

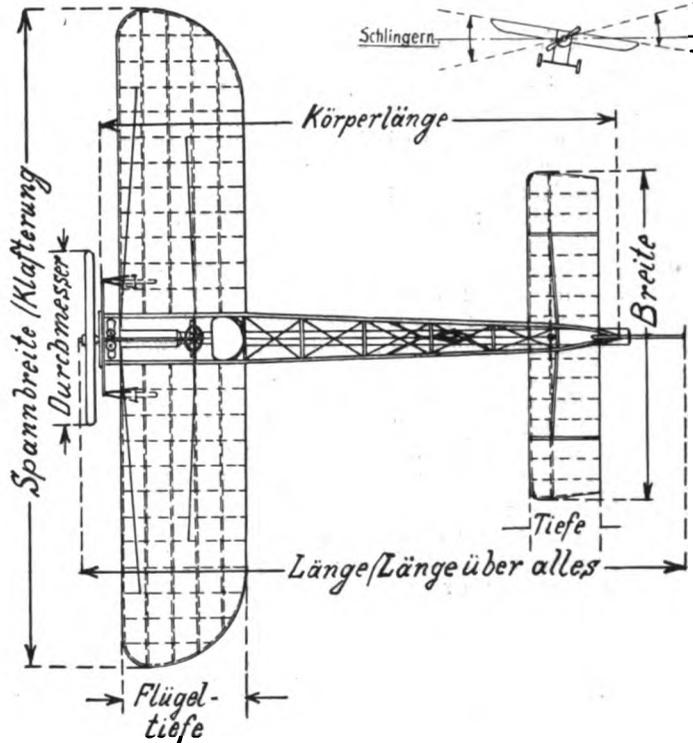
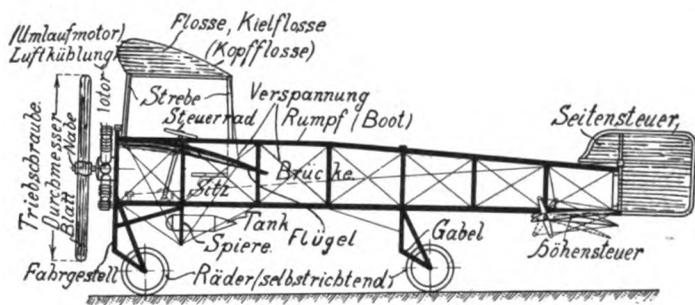
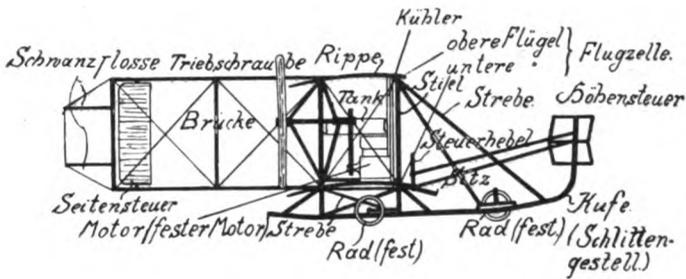
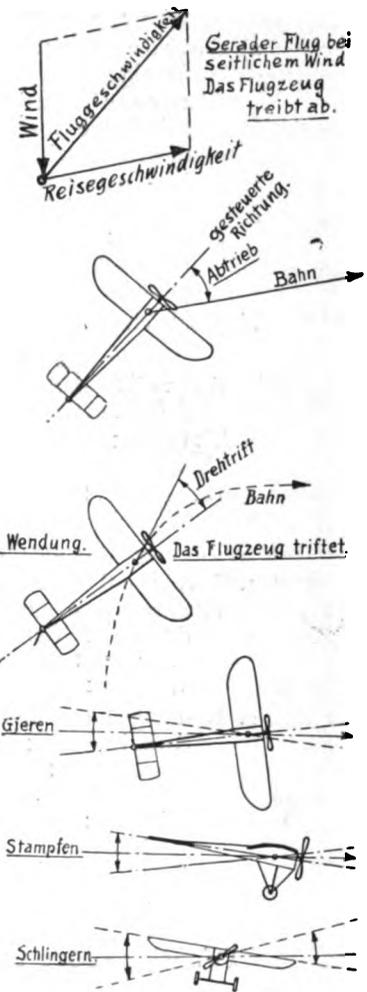
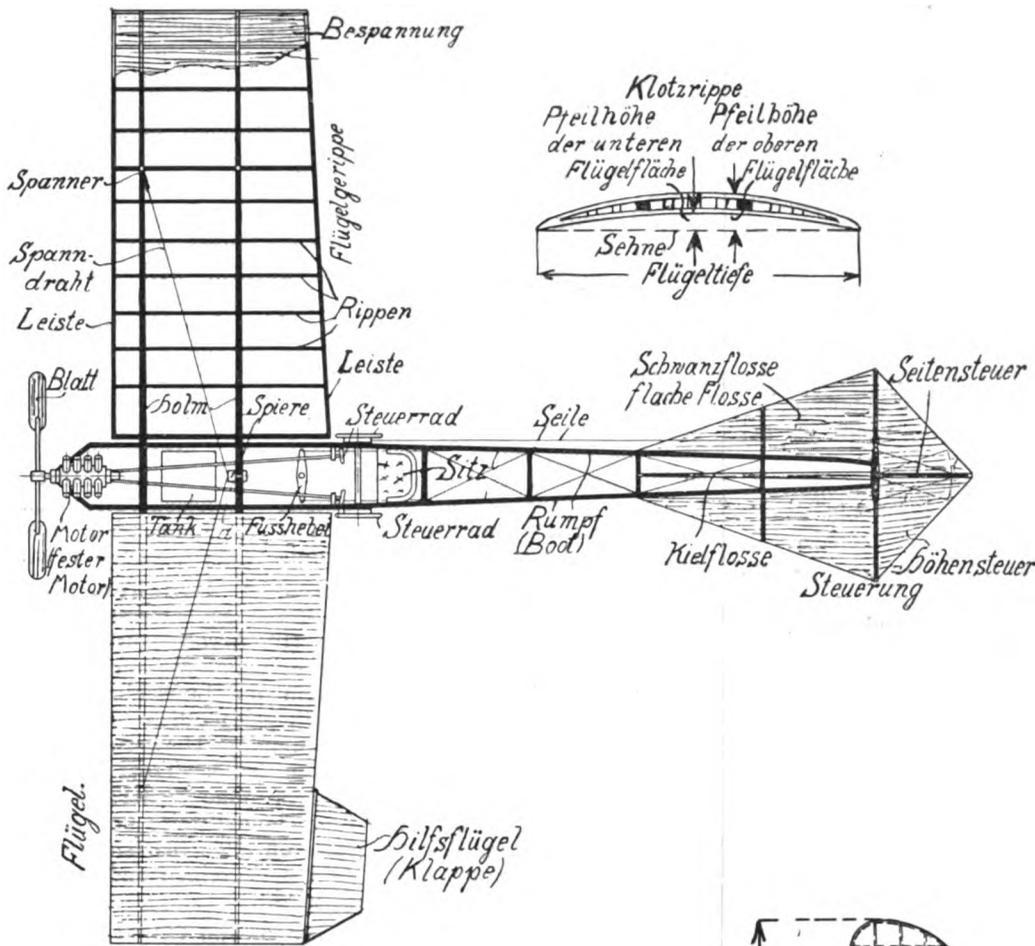
II. Vermessung der Flugzeuge.

Abmessungen.

Spannweite oder Klafteerung, quer zur Flugrichtung.

Körperlänge (ohne bewegliche Teile) } in der
Länge über alles } Flug-
Flügelhöhe oder Rippenlänge = Länge der } richtung.
Flügelsehne.

Flügelabstand oder Stielhöhe, bei Mehrdeckern.
Pfeilhöhe der unteren, oberen Fläche eines Flügels.



Anstellwinkel eines Flügels (zwischen Sehne und wagerechter Richtung bei »geradem« Flügel).
Spurbreite des Gestells.

Flächenausmaß.

Flügelfläche oder Tragfläche } größte Projektion
Steuerflächen } der betreffenden
Flossenflächen } Flächen.

Gewichte:

Nutzlast: Flieger, Last und Betriebsstoffe.

Leergewicht: ohne Nutzlast, aber mit Triebwerk und mit der zum Dauerfluge nötigen Kühlwassermenge.

Fluggewicht: mit jeweiliger oder voller Last.

Triebkraft: Pferdestärken (PS), Zylinderanzahl, Bohrung, Hub, } des
Drehzahl oder Umlaufzahl } Motors.

Schrauben: Anzahl, Durchmesser, Steigung, Drehzahl.

III. Flugbewegungen.

- a) Gerader Flug: geradlinig, wagerecht und gleichförmig.

Fluggeschwindigkeit oder Eigengeschwindigkeit ist die Geschwindigkeit bei geradem Fluge in bezug auf die umgebende Luft.

Bahn- oder Reisegeschwindigkeit ist die Geschwindigkeit in bezug auf den Erdboden.

Abtrieb: der Winkel zwischen gesteuerter Richtung (Flugzeugachse) und Bahnrichtung. (Treiben, Abtreiben.)

- b) Ungleichförmiger Flug:

Wendungen:

Spuren: das Flugzeug »spurt«, wenn seine Achse bei Wendungen in der Bahnrichtung bleibt.

Triften: das Flugzeug »trifft«, wenn es bei der Wendung nicht spurt.

Drehtrift: der beim Triften vorkommende Winkel (»Derivationswinkel« bei Schiffen).

Schwingungen:

1. Schwerpunktsbewegungen (ohne Drehungen; die Flugzeugachse bleibt sich parallel):

Stößen: Geschwindigkeitsschwankungen.

Rücken: Seitenverschiebung.

Wogen: Höhenverschiebung.

2. Drehungen um den Schwerpunkt:

Schlingern: Seitenneigung, um Längsachse.

Stampfen: Längsneigung, um wagerechte Querachse.

Gieren: Kreisänderung, um senkrechte Achse.

Rollen bedeutet gleichzeitige Schwingungen verschiedener Art.

IV. Flugsport und Flugverkehr.

Fliegen: Abflug, Aufstieg oder Start, Anlaufstrecke.

Landung: Wasserlandung, Auslaufstrecke.

Zwangslandung: unfreiwillige Landung ohne wesentlichen Schaden.

Flugplatz oder -feld:

Flugbahn: Anlauf- oder Abflugbahn.

Startplatz oder Aufstiegplatz.

Pfosten, Wendepfosten, Eckpfeiler.

Flugstraße: Flugzeichen, Richtungszeichen.

Schuppen: Flugzeugschuppen, Mechaniker.

Flugtreffen (-meeting), Wettfliegen, Flugwettbewerb.

Dauerflug, Dauerpreis.

Fernflug, Entfernungspreis.

Schnellflug, Schnelligkeitspreis.

Lastflug, Belastungspreis.

Rekord, Weltrekord (Erfolg, Welterfolg).

Flieger: alle Insassen eines Flugzeugs.

Flugführer: dessen Lenker.

(Flugführerzeugnis oder Fliegerzeugnis.)

(Flugmeister, vorgeschlagen als Name für die später höher geprüften Flugführer.)

Erläuterungen.

Fliegen. Es empfiehlt sich, diesem Worte künftig eine bestimmte mechanische Bedeutung zu geben, der es bisher entbehrt. Bisher nannte man »Fliegen« jederlei Bewegung durch die Luft, auch bei gasgetragenen Ballonen und beim Wurfgeschöß. Beim eigentlichen Fliegen war man deshalb oft zu der umständlichen Umschreibung »dynamisches Fliegen« genötigt, um klar zu sein. Der gegensätzliche Begriff »statisches Fliegen« ist aber entbehrlich, denn das wäre gleichbedeutend mit »Schwimmen«. In der Tat trifft auf den Freiballon und auf das vorwiegend im statischen Gleichgewicht schwebende Luftschiff der mechanisch längst festgelegte Begriff des Schwimmens vollständig zu. Es ist also nützlich und begrifflich einwandfrei, nunmehr folgende Festsetzung zu treffen:

»Fliegen« schlechthin bedeutet den Zustand des Schwebens oder der Bewegung im Luftraum vermöge dynamischer Unterstützung durch Luftkräfte.

Hierbei handelt es sich aber, wie ausdrücklich hervorgehoben wird, allein um die strengere, wissenschaftliche Bedeutung des Wortes. Gegen eine übertragene, bildliche Anwendung auf anderweitige Bewegungen ist natürlich nach wie vor nichts einzuwenden.

Flieger. Der anfangs schon fest eingebürgerte Gebrauch dieses Wortes als Name für die Flugmaschinen selbst (»Drachenflieger«) ist aufgegeben worden, weil »Flieger« die natürliche und unentbehrliche Bezeichnung für die Lenker und Insassen einer Flugmaschine ist, für die sonst nur Fremdworte (Aviatiker, Pilot) zu Gebote standen, oder gesuchte Wortbildungen (Vogler, Flugtreibende u. a.) vorgeschlagen werden konnten. Im Deutschen bezeichnet aber, wie man sich nach zahllosen Beispielen leicht überzeugt, die Ableitung eines Zeitwortes auf »er« regelmäßig die ausübende Person und nicht die benutzte Sache (Fahren — Fahrer — Fahrzeug, Spielen — Spieler — Spielzeug, Reiten . . ., Schneiden . . ., Schreiben usw.). Die vorkommenden Ausnahmen sind fast immer doppelsinnig (Träger, Läufer u. a.).

Flugzeug, Flugdrachen oder Drachen. Das Wort »Flugzeug« ist vom verstorbenen Oberleutnant Moedebeck vorgeschlagen worden (Ill. Aeron. Mittlg. 1909, S. 477). Zur Begründung verwies er dabei auf einen kurz vorher von mir im Berliner Verein für Luftschiffahrt gehaltenen wissenschaftlichen Vortrag¹⁾, gelegentlich dessen ich auf die aus obigen Gründen notwendige Umwertung des Wortes »Flieger« zuerst hingewiesen hatte. Trotz anfänglichen starken Widerspruchs hat sich ohne weiteres Zutun seitens der Urheber die neue Bezeichnungsweise von selbst soweit durchgesetzt, daß sie jetzt von allen Staatsbehörden und von den bedeutendsten Fabriken, Vereinen und Schriftstellern ausschließlich angewandt wird.

»Flugzeug« ist gelegentlich schon von Otto Lilienthal angewandt worden (Z. f. Luftschiffahrt u. Phys. d. Atm. 1893, S. 265). Oft ist früher auch das Wort »Flugdrachen« für Aeroplane benutzt worden (z. B. Ill. Aeron. Mitteilg. 1901, S. IV und S. 108), das ich in meinem erwähnten Vortrag an Stelle von »Drachenflieger« empfohlen hatte. Es wird vielleicht neben dem allgemeineren »Flugzeug«, das auch etwaige Schrauben- und Schwingenflugzeuge mit umfaßt, als besondere Bezeichnung für Aeroplan-Flugzeuge nützlich sein und könnte dazu überleiten, daß man diese künftig schlechthin »Drachen« nennt. Es wäre jedenfalls zu bedauern, wenn dieses eigenartige Stammwort, dessen mythologisches Bild so ausdrucksvoll wie kein anderes zur Sache stimmt, der Flugtechnik ganz verloren ginge.

Man hat auch versucht, für »Flugmaschine« das Wort »Flugschiff« einzuführen. Aber ein Schiff schwimmt oder ist wenigstens ein geräumiger Hohlkörper (Kirchenschiff). Dieser Begriff trifft also bei Flugmaschinen weder sachlich noch bildlich zu. Übrigens ist »Flugschiff« längst neben »Luftschiff« vom Graf Zeppelin für seine Ballone gebraucht worden.

Flügel. Dieses Wort, an Stelle der gebräuchlichen »Tragfläche«, begegnet manchmal dem Einwand, daß Flügel nicht ohne Flügelschläge denkbar seien. Wir finden aber Flügel ohne besondere Bewegungen bei Gebäuden, Truppenkörpern und an vielen technischen Dingen. Sie bezeichnen einfach ein seitlich lang ausgestrecktes Gebilde. Schlagend bewegte Teile nennt man technisch vielmehr »Klappen« u. dergl. Im sprachlichen Ursprung liegt auch gar nichts von der Schlagbewegung. »Flügel« kommt einfach von »Fliegen« und bezeichnet wörtlich den zum Fliegen dienenden Körperteil, der im allgemeinen paarig auftritt, und an dem sich der vielmumstrittene Luftbewegungsvorgang abspielt, auf dem bislang alles Fliegen beruht. Man muß deshalb wünschen, daß auch dieses treffende Wort, an dem zugleich ein gutes Stück der Poesie des Fliegens und alter Menschheitsträume haftet, der

¹⁾ Vergl. Bendemann »Der heutige Stand der Flugtechnik in Theorie und Praxis«. Zeitschr. d. Vereines deutscher Ingenieure 1910, S. 888.

Technik erhalten bleibt, auch wenn Flugzeuge mit schwingenden Flügeln niemals ernstlich ins Leben treten sollten. Für diesen, heute recht unwahrscheinlichen Fall bleibt immer noch das schöne Wort »Schwingen« aufgespart.

Das Wort »Tragfläche« für körperliche Teile ist unpraktisch und unlogisch, weil diese Teile notwendig eine gewisse Dicke und deshalb oben und unten zwei verschieden geformte Flächen besitzen, deren besondere Gestaltung für günstigste Tragwirkung noch oft zum Gegenstand von Erörterungen gemacht werden muß. Man hätte dann von der unteren und oberen »Fläche der Tragfläche« zu reden, worin sich der begriffliche Fehler ausdrückt, den man macht, wenn man einen Körper als Fläche bezeichnet. Das Wort »Tragdeck« wird neben »Flügel« beibehalten für die mittleren, oft nicht mehr symmetrischen Teile durchlaufender Tragkörper. »Eindecker« und »Doppeldecker« sind auch zu fest eingebürgert, als daß man sie noch in »Einflügler« und »Doppelflügler« verwandeln könnte, was immerhin Sinn hätte.

»Stabilisierung« ist mit »Dämpfung«, was dafür vorgeschlagen wurde, nicht ganz gleichbedeutend. Zum Ersatz des Fremdwortes könnte nur etwa »Stätigung« in Frage kommen, eine Verbesserung, die man immerhin anheimstellen kann.

Motor durch ein deutsches Stammwort zu ersetzen, wird kaum gelingen; Mehrzahl aber: Motoren!

Holme. Damit wird ein neues Stammwort für die wichtigen, immer vorhandenen »Querträger« im Flügelgerüst vorgeschlagen, um dafür ein eigenes und kurzes Wort zu besitzen. »Träger« soll für die immer noch anderweitig vorkommenden Teile frei bleiben.

Stiele und Streben als senkrechte bzw. schräge Stützen sind in diesem Sinne der Sprache des Hochbaus entlehnt,

Spiereu ebenso der Seemannssprache.

Spanten behalten zweckmäßig auch ihre beim Schiff gültige Bedeutung für die den Rumpf umspannenden Rippen, da sie bei geschlossener Rumpfausbildung und besonders bei späteren, schwimmenden Flugzeugen auf Wasserflächen wahrscheinlich ganz ebenso vorkommen werden.

Die Auswahl dieser, jetzt vielfach sehr widersprechend benutzten Worte ist, wie besonders betont sei, in der eingangs erwähnten Sitzung des Vereines deutscher Flugtechniker eingehend erörtert und in der vorgeschlagenen Weise sehr zweckmäßig befunden worden.

Flügelstoff ist das kürzere und bessere Wort für »Aeroplanstoff«.

Steuer nur als die Steuerräder bzw. -hebel zu verstehen, wie in der Seemannssprache, und die eigentlichen Steuerkörper demgemäß als »Ruder« zu bezeichnen, erschien im Hinblick auf den Sprachgebrauch im Binnenlande unzulässig und auch nicht nötig.

Schrägsteuerung ist nach Dr. F. Huths Vorschlag schon ziemlich eingebürgert und kürzer als das auch vorgeschlagene Wort »Schräglagensteuerung«.

Flossen ist gewählt, um wiederum »Flächen« für Körperteile zu vermeiden. Es dürfte bildlich die Sache vollkommen treffen und oft lange Umschreibungen ersparen.

Auftriebkühlung soll das sogenannte »Thermo-Siphon-System« kürzer und besser bezeichnen.

Triebsschraube ist nicht nur als Verdeutschung von »Propeller« gemeint. Denn zu diesen gehören auch Schaufelräder, Strahlvorrichtungen u. a.

Anstellwinkel ist aus den zahlreichen, ziemlich gleichwertigen Worten: Einfall-, Angriffs-, Stellungswinkel usw. gewählt. Die gegebene Definition wird im Einzelfalle noch schärfer gefaßt werden können.

Nutzlast. Die Betriebsstoffe dazu zu rechnen empfiehlt sich, weil man über das gesamte Tragvermögen je nach der besonderen Absicht eines Fluges beliebig verfügen kann. Künftig beachtenswert ist der Vorschlag, das Leergewicht mit den für eine bestimmte Flugdauer nötigen Betriebsstoffen als »Dienstgewicht« zu bezeichnen (Regierungsrat A. Hofmann).

Pferdestärken werden von Flugtechnikern oft noch als »HP« abgekürzt. Das ist aber im Maschinenbau längst nicht mehr üblich und nicht einmal genau gleichbedeutend mit »PS«.

Gerader Flug soll die häufig erwünschte Abkürzung für gradlinigen, wagerechten und gleichförmigen Flug sein.

Spuren und Triften dürften zweckmäßige Vorschläge sein, die aus der Mitte der Flugtechniker-Versammlung gemacht wurden.

Schwingungen. Die Bezeichnungen sind ähnlich von Prandtl vorgeschlagen worden (Z. f. Fl. u. M., Nr. 3/4, S. 29). Doch sind die auch dort schon angeführten Bezeichnungen vom Schiff bevorzugt.

Zwangslandung wird an Stelle der in der Tagespresse allzu oft vorkommenden »Abstürze« dringend empfohlen, die oft von harmlosen Zufällen eine ganz unzutreffende Vorstellung geben.

Start als Fremdwort auszumerzen, ist wohl aussichtslos. »Sprung« wäre als Übersetzung immerhin brauchbar.

Mit »Rekord« ist es ähnlich. Dafür ist »Höchstleistung« vorgeschlagen, was aber in Zusammensetzungen umständlich ist (»Entfernungs-Welthöchstleistung«), sich auch mit dem mechanischen Leistungsbegriff stört. »Erfolg« wäre kürzer und zutreffender: »Entfernungs-Welterfolg« usw.

Flugtreffen ist ein vollwertiger und ausdrucksvoller Ersatz für das entschieden unschöne »Flugmeeting«.

Wasserlandung klingt hart. »Wassersetzung« wäre dafür vielleicht annehmbar.

Flugführer- oder Fliegerzeugnis. Wozu das doch mindestens recht umständliche »Flugzeugführerzeugnis«?

Die Berliner Herbst-Flugwoche.

Von Kapitän zur See a. D. v. Pustau.

Vom 9. bis 16. Oktober fanden bei prachtvollem Wetter die dritten diesjährigen Flugwettbewerbe in Johannisthal statt, die alle ihre Vorgänger in jeder Beziehung bei weitem überboten. Es zeigte sich dabei eine höchst erfreuliche Steigerung des Könnens unserer deutschen Flieger bei allen ihren Manövern, vornehmlich aber beim Höhenflug. Denn während noch in der August-Woche eine Höhe von 3—400 m also etwas besonderes galt, sah man diesmal bisweilen 5—6 Apparate gleichzeitig in Höhen von 500 m und darüber in den Lüften. Wiencziers stellte sogar mit 1560 m einen deutschen Höhenrekord auf, der sich schon ganz gut neben den Weltrekords, wenn auch nicht der jüngsten Zeit, so doch des Sommers sehen lassen kann. Sehr bemerkenswerte Fortschritte sind auch in der Kunst des Gleitflugs mit abgestelltem Motor gemacht, auf die mit Recht das größte Gewicht gelegt wird. Die Starts gelangen mit wenigen Ausnahmen, die seltsamerweise auch Wiencziers betrafen, sehr gut. Im Startwettbewerb waren zum Teil recht kurze Anlaufstrecken zu verzeichnen, und auch die Aufflüge nach den Zwischenlandungen beim Fliegen um den Bleichröder-Preis ließen durchweg nichts zu wünschen übrig.

Dieser letztere Wettbewerb war der einzige, bei dem die Geschwindigkeit irgendwie zur Geltung kam, die sonst ebenso wie die Distanz nicht gewertet wurde, da bekanntlich lediglich die Flugdauer und daneben die erreichte Höhe sowie die Belastung für die Gewinnung der Preise ausschlaggebend war. Es wird wohl sicher das letztmal gewesen sein, daß bei einem unserer großen Meetings der größte Preis für einen Flug ohne Passagiere ausgesetzt ist. Darauf müssen sich unsere Konstrukteure schon jetzt gefaßt machen, weil wir jetzt so weit gekommen sind, daß die mitgeführte Nutzlast als ein Faktor allerersten Grades für die Bewertung der praktischen Brauchbarkeit eines Flugzeugs angesehen wird. Aber auch die Schnelligkeit wird voraussichtlich in den künftigen Wettbewerben wieder wie früher eine wichtige Rolle spielen, da von ihr in erster Linie die Erhaltung der Stabilität bei starken und stoßweisen Winden abhängt, solange durch die rein konstruk-

tiven Mittel der Formgebung und der Ausbalanzierung in dieser Beziehung nicht weit größere Erfolge als bisher erzielt werden.

So dankbar man sonst dafür sein müßte, daß das schöne Wetter riesige Zuschauermengen veranlaßte, sich an den Leistungen unserer Flieger zu begeistern, so war es doch vom flugtechnischen Standpunkte aus keineswegs günstig, daß fast die ganze Zeit hindurch nur schwache Winde herrschten. Nur am fünften Tage trat ein böiger ungemütlicher Wind auf, gegen den Lindpaintner, Brunnhuber und Thelen eine Zeitlang wacker ankämpften, während die übrigen Konkurrenten vorsichtigerweise gar nicht erst aufstiegen. Wir sind eben noch lange nicht so weit wie in Reims, wo selbst bei Windgeschwindigkeiten bis zu 15 m/sek acht oder mehr Flieger stundenlang weiter durchhielten, und es kann gewiß nichts schaden, wenn hier vor einer gefährlichen Überschätzung unseres heutigen Könnens ernstlich gewarnt wird.

Während unsere in Deutschland gebauten Flugzeugkörper den Vergleich mit den ausländischen Konstruktionen nicht zu scheuen brauchen, läßt sich von den deutschen Motoren leider nicht das gleiche sagen. Am besten unter ihnen haben sich während der Flugwoche der Argus-Motor von Jeannin und der neue NAG-Motor von Thelen bewährt, aber die Tatsache läßt sich nicht aus der Welt schaffen, daß die drei ersten Preise im Wettbewerb des Kriegsministeriums sowie in der Belastungs- und Höhenkonkurrenz dem Sommer, dem Albatros- und dem Blériot-Apparat zufielen, die alle drei mit Gnome-Motor ausgerüstet sind. Auch mit dem österreichischen Daimler-Motor von 70 PS der »Etrichschen Taube«, die an den letzten beiden Tagen der Woche durch ihren eleganten und sicheren Flug (außer Konkurrenz) ihrem Führer Illner lebhaften Beifall einbrachte, sind neuerdings Leistungen vollbracht, wie sie mit deutschen Motoren noch nicht oft erzielt wurden. Wir können nur dringend hoffen, daß der mit Sicherheit im Jahre 1911 zu erwartende Motoren-Wettbewerb uns auch eine deutsche Konstruktion bringt, die sich dem ausländischen Fabrikat überlegen zeigt.

Hiervon abgesehen, kann uns das, was die Flugwoche bot, nur mit aufrichtiger Befriedigung über die überall erkennbaren bedeutenden Fortschritte erfüllen, zumal kein einziger ernster Unfall vorkam. Nach langem vergeblichen Warten scheinen jetzt endlich den deutschen Flugtechnikern bessere Zeiten bevorzustehen. Überall im Volke ist die Erkenntnis durchgedrungen, daß das Flugwesen nicht mehr wie bisher vernachlässigt werden darf. Die Hauptsache aber ist, daß die Militärverwaltung sich entschlossen hat, unmittelbar nach der Flugwoche die ersten Apparate für den dienstlichen Gebrauch anzukaufen. Auf die weittragende Bedeutung dieses Schrittes brauchen wir die Leser dieser Zeitschrift nicht erst hinzuweisen.

Die Ergebnisse der Flugwoche:

I. Großer Preis, gestiftet vom Kgl. Preußischen Kriegsministerium, 2. gestiftet von einem ungenannten Patrioten: 1. Preis 25000 M. Lindpaintner, 2. Preis 15000 M. Jeannin.

II. Belastungspreis, gestiftet vom Kgl. Preußischen Kriegsministerium, 1. Preis 5000 M. Brunnhuber, 2. Preis 3000 M. Wiencziers, 3. Preis 1000 M. nicht gewonnen.

III. Täglicher Dauerpreis, 1. Preis 400 M., 2. Preis 200 M., gestiftet vom Kaiserlichen Aeroklub, am 9. X. Lindpaintner, Mente; am 10. X. Thelen, Brunnhuber; am 11. X. Thelen, Mente; am 12. X. Brunnhuber, Wiencziers; am 13. X. Thelen, nicht gewonnen; am 14. X. Brunnhuber, Thelen; am 15. X. Thelen, Brunnhuber; am 16. X. Otto, Thelen.

IV. Zusatzpreis, gestiftet von der Motorluftschiff-Studien-Gesellschaft, täglich 1. Preis 250 M., 2. Preis 100 M.; am 9. X. niemand; am 10. X. Thelen, Brunnhuber; am 11. X. Thelen, niemand; am 12. X. Brunnhuber, Wiencziers; am 13. X. Thelen, niemand; am 14. X. Brunnhuber, Thelen; am 15. X. Thelen, Brunnhuber; am 16. X. niemand.

V. Pasagier-Preis aus den Restbeträgen von III. und IV. 1500 M., 1. Preis Thelen 1125 M., 2. Preis Brunnhuber 375 M.

VI. Höhenpreis, gestiftet von der Firma Hermann Hoffmann 4000 M. und 1 Ehrenpreis i. W. von 1000 M. Wiencziers.

VII. Kürzester Anlauf, gestiftet vom Berliner Verein für Luftschiffahrt 500 M. Thelen.

VIII. Preis für den geringsten Benzinverbrauch, gestiftet von der Firma E. Rumpfer, 500 M., nicht gewonnen, weil nur ein Bewerber.

IX. Bleichröderpreis, gestiftet von Dr. James Bleichröder, 1. Preis 10000 M. Wiencziers, 2. Preis 1000 M. Thelen (gestiftet vom Kaiserlichen Automobil-Club).

X. Zusatzpreis zum Lanzpreis, gestiftet vom Kaiserlichen Automobil-Club 1500 M. Heidenreich.

Es haben somit gewonnen: Lindpaintner 25400 M., Jeannin 15000 M., Mente 400 M., Brunnhuber 7275 M., Wiencziers 17300 M., Thelen 5725 M., Heidenreich 1500 M., Otto 400 M.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

E. 14933. 37f. Luftschiffhalle mit zweiteiligem aufklappbarem Dach. Joh. Eisele, Reutlingen. (A 29. 7. 09, E 6. 12. 10.)

R. 29737. 77h. Vorrichtung zum Verwinden von Schlagflügeln. E. Räuber, St. André Bez. Lille. (A 29. 11. 09, E 6. 12. 10.)

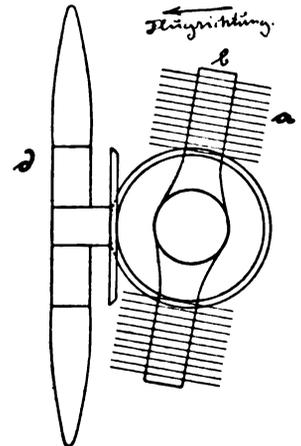
V. 8970. 77h. Ballonventil. Vereinigte Gummwaren-Fabriken Harburg-Wien vorm. Menier Keithoffer, Harburg a. E. (A 17. 12. 09, E 17. 12. 10.)

W. 30850. 77h. Luftschiff. Adolf Wagner, Rhoda b. Hatzfeld. (A 9. 11. 08, E 17. 12. 10.)

W. 34346. 77h. Schmiervorrichtung für die Hauptwellen von Luftschiffen und Flugmaschinen. E. Wachter, Gottmadingen, Baden. A 28. 9. 09, E 26. 11. 10.)

Patent-Erteilungen. Klasse 77 h.

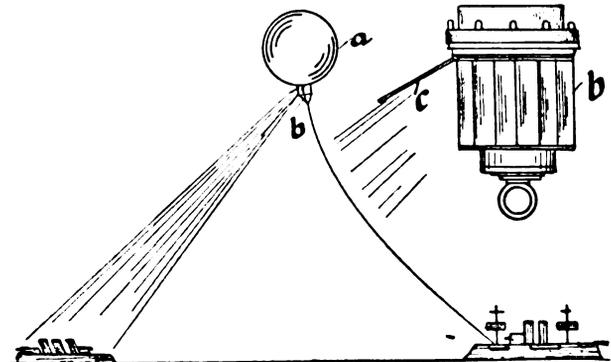
223864. Motor für Luftfahrzeuge. Hunn, Selb (Oberfranken). — Die Kühlrippen *a* der Motorzylinder *b* sollen als Tragflächen ausgebildet werden, und zwar stehen die Rippen entweder senkrecht zur Zylinderachse — bei schrägstellbarem Motor — oder unter einem Winkel zu ihr, wenn der Motor feststeht.



Zu Nr. 223864.

224476. Luftschraube aus einer Fläche mit ellipsenartigem Grundriß. A. P. Filippi, Paris. — Die Erfindung wird darin erblickt, daß die beiden im Umdrehungsinne hinteren, symmetrisch zur Achse liegenden Kanten der Fläche in der einen Achsenrichtung stark abgebogen sind, während die entsprechenden vorderen Kanten der Flächen nur eine schwache Abbiegung nach der entgegengesetzten Richtung haben.

223998. Fesselballon mit Scheinwerfer. L. J. Mayer, Metz. — Ein unter einem Fesselballon *a* aufgehängter Scheinwerfer *b*



Zu Nr. 223998.

wird gesteuert, in dem entweder Klappen *c* elektromagnetisch geöffnet werden oder der ganze Scheinwerfer in Schräglagen eingeschwenkt wird.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. FRITZ HUTH
E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTEBURG
DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN.
HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. VON PARSEVAL
DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN
A. WAGENER
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

12. November 1910.

Heft 21.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOETE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: Flugtechnik Berlin.

INHALT:

Painlevés Untersuchungen über Gleichgewicht und Stabilität von Drachenfiegern. Von Dr. Horst v. Sanden, Göttingen. S. 269.
Umlauf-Motoren. Von G. Schendel. (Fortsetzung.) S. 273.

Ausstellungsberichte. S. 276.
Sportliche Nachrichten. S. 279. — Militärluftschiffahrt. S. 279.
Patentschau. S. 279.

Painlevés Untersuchungen über Gleichgewicht und Stabilität von Drachenfiegern.

Von Dr. Horst v. Sanden, Göttingen.

Beim vierten Internationalen Kongreß für Aeronautik¹⁾ ist ein Aufsatz von Painlevé vorgelegt worden, der neben allgemein Bekanntem, manche interessanten Untersuchungen enthält. Besonders wird darin zu der heute im Vordergrund des Interesses stehenden Theorie der Stabilität von Aeroplanen ein wertvoller Beitrag geliefert.

Im folgenden wird über diesen Aufsatz referiert, wobei Einzelheiten weiter ausgeführt werden.

Zunächst gibt Painlevé einen kurzen Überblick über die Gesetze des Luftwiderstandes, der Neues nicht enthält.

Dann folgen eingehende Betrachtungen über Motor und Propeller. Für die Stabilitätsuntersuchungen ist wichtig, daß das Drehmoment des Motors als konstant angesehen werden kann, solange er nicht bis an die Grenze seiner Leistungsfähigkeit beansprucht wird, wo das Drehmoment rapide abnimmt.

Über die Theorie der Schrauben bringt Painlevé nur die auch sonst bekannten Grundformeln und warnt davor, diese durch kompliziertere zu ersetzen. Die Untersuchungen seien hauptsächlich experimentell weiterzuführen, um geeignete Formen der Flügel usw. zu ermitteln.

Entsprechend dem Drehungsmoment der Motoren wird der axiale Schub der Propeller in weiten Grenzen als konstant angesehen.

Neu sind die Untersuchungen über die Stabilität von Aeroplanen. Die Fragestellung ist allerdings eine andere, als etwa in der Deimlerschen Arbeit¹⁾. Doch nähern sich die Betrachtungen insofern mehr der Praxis, als die vom Piloten des Flugzeugs ausgeführten Manöver mit dem Höhensteuer mit berücksichtigt werden, und es zeigt sich, daß bereits beim horizontalen Flug geradeaus, ohne Rücksicht auf Stampfbewegungen, interessante Gleichgewichtsprobleme auftreten. Daher soll auf diese ausführlich eingegangen werden.

Vom Aeroplan setzen wir voraus, daß er eine Symmetrieebene habe, und wir wollen nur solche Bewegungen desselben untersuchen, bei denen diese Symmetrieebene in ein und derselben vertikalen Ebene erhalten bleibt.

Drehungen um eine auf dieser Ebene senkrechte Achse sollen unberücksichtigt bleiben, so daß der Geschwindigkeitszustand des Aeroplans durch einen Vektor, der in jener Vertikalebene liegt, charakterisiert wird.

Wir fragen, wann eine horizontale Bewegung des Apparates möglich ist unter den oben entwickelten Voraussetzungen über die Eigenschaften des Motors und der Propeller, und beschränken uns zunächst auf die Annahme konstanter Schubkraft der Schrauben.

Wir erteilen dem Apparat eine horizontale Geschwindigkeit und denken uns, durch Drehung um eine horizontale, auf der Geschwindigkeit senkrechte, Querachse in verschiedene Lagen gebracht. Die Resultierende der am Apparat angreifenden Luftwiderstandskräfte zerlegen wir in zwei Komponenten: eine vertikale, die wir »Auftrieb« nennen und mit A bezeichnen wollen, und

¹⁾ Congrès International d'Aéronautique. Paris, H. Dunod & E. Pinat.

¹⁾ Nr. 4 ff. dieser Zeitschrift.

eine horizontale, die wir »Widerstand« nennen und mit W bezeichnen.

Der Auftrieb werde positiv nach oben gerechnet; der Widerstand positiv in der der Geschwindigkeit entgegengesetzten Richtung.

Es wird nun eine Lage des Aeroplans geben, bei der kein Auftrieb vorhanden ist. Diese Lage nehmen wir als Null-Lage an und nennen α den Winkel, um den wir den Apparat aus dieser Lage drehen. α sei positiv, wenn die Drehung positiven Auftrieb ergibt (s. Fig. 1).

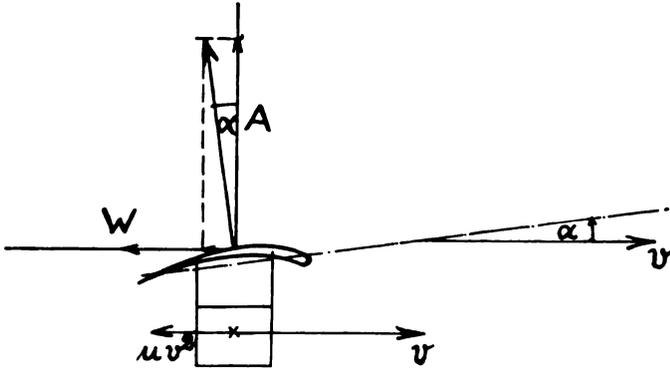


Fig. 1.

Ist v die Geschwindigkeit, so wird der Luftdruck auf die Tragflächen proportional v^2 und $\sin \alpha$ sein und mit der Vertikalen den Winkel α bilden.

Bei kleinen Winkeln α , um die es sich hier handelt, können wir $\sin \alpha = \alpha$ und $\cos \alpha = 1$ setzen.

Dann erhalten wir für die Komponenten des Luftdrucks auf die Tragflächen:

$$A = \lambda \cdot v^2 \cdot \alpha$$

$$W = \lambda \cdot v^2 \cdot \alpha^2.$$

Der Widerstand des ganzen Gerüsts des Flugapparates, des Motors usw. ist von α nicht merklich abhängig und der Geschwindigkeit entgegengesetzt. Wir setzen für ihn an $\mu \cdot v^2$.

Zur Abkürzung haben wir hier gesetzt:

$$\lambda = \zeta \cdot F_1 \cdot \gamma / g; \quad \mu = \psi \cdot F_2 \cdot \gamma / g,$$

wo F_1 die Fläche der Tragflächen; F_2 diejenige Fläche bedeutet, die den Stirnwiderstand des Gerüsts, Motors usw. liefert. ζ und ψ sind Konstante.¹⁾

Insgesamt haben wir demnach:

$$A = \lambda \cdot v^2 \cdot \alpha \dots \dots \dots (1)$$

$$W = \lambda \cdot v^2 \cdot \alpha^2 + \mu \cdot v^2 \dots \dots \dots (2)$$

Die Schubkraft der Schrauben wird auch durch den Winkel α gedreht und liefert, streng genommen, einen α proportionalen Beitrag zum Auftrieb, doch ist ja die Schubkraft selbst von der Größenordnung $\lambda \cdot v^2 \cdot \alpha^2$, ihre Projektion auf die Vertikale kommt also nicht in Betracht.

Wenn das Totalgewicht des Aeroplans P ist, so muß notwendig

$$P = A = \lambda \cdot v^2 \cdot \alpha \dots \dots \dots (3)$$

sein, damit das Gleichgewicht des horizontalen Fluges überhaupt bestehen kann.

Solange es sich also um Gleichgewichtszustände handelt, sind α und v durch diese Gleichung miteinander verknüpft. Graphisch stellt sich dieser Zusammenhang durch eine Hyperbel dar, sofern wir α als Abszissen und v^2 als Ordinaten auftragen (Fig. 2a).

¹⁾ S. Nr. 13 dieser Zeitschrift. Aufsatz von L. Prandtl.

Führen wir α als unabhängige Variable ein, so können wir W auf die Form bringen:

$$W = P \cdot \left(\alpha + \frac{\mu}{\lambda \cdot \alpha} \right) \dots \dots \dots (4)$$

Graphisch wird diese Abhängigkeit des Widerstandes von α durch eine Hyperbel (s. Fig. 2b) dargestellt.

Diese Kurve hat ein Minimum bei $\alpha_0 = \sqrt{\mu/\lambda}$, d. h. um den Aeroplan mit möglichst geringer Schubkraft im horizontalen Flug zu erhalten, muß er eine Neigung α_0 erhalten, dann genügt eine Schubkraft

$$S_0 = W_0 = 2 \cdot P \cdot \sqrt{\mu/\lambda}$$

um ihn in der Schwebelage zu erhalten, und zwar bei einer Geschwindigkeit v_0 , die sich ergibt aus Gl. (3)

$$v_0^2 = P \cdot \frac{1}{\sqrt{\mu \cdot \lambda}}$$

Steht eine größere Schubkraft S' als S_0 zur Verfügung, so sind zwei Möglichkeiten des horizontalen Fluges vor-

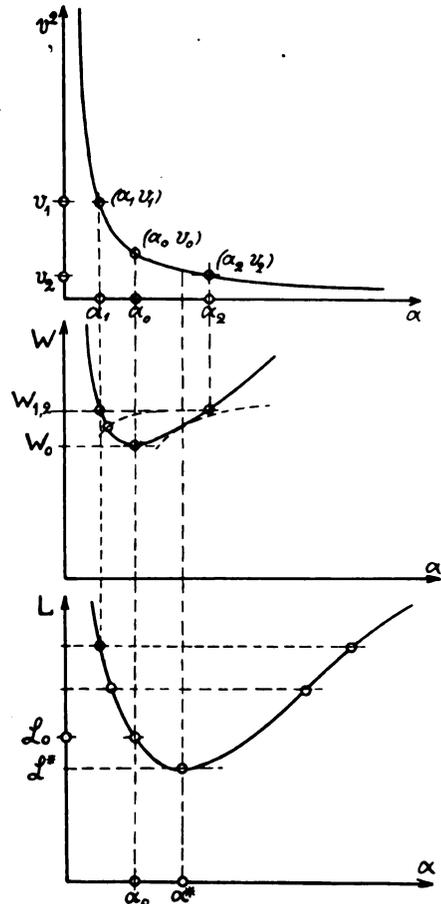


Fig. 2a und 2b.

handen. Wir bestimmen sie, indem wir in Fig. 2b die zur Abszissenachse parallele Gerade $S = S'$ ($S' > S_0$) ziehen. Wir finden zwei Schnittpunkte mit der Widerstandskurve bei α_1 und α_2 ($\alpha_1 < \alpha_2$), zu denen zwei Geschwindigkeiten v_1 und v_2 gehören ($v_1 > v_2$).

Diese beiden Fälle des horizontalen Fluges unterscheiden sich nun dadurch, daß der horizontale Flug im Falle $\alpha_1 v_1$ »stabil«, im Falle $\alpha_2 v_2$ dagegen »labil« ist. Dies soll im folgenden (ausführlicher als bei Painlevé) gezeigt werden. Die Worte stabil und labil sind hierbei allerdings nicht in dem sonst in der Mechanik üblichen

Sinne gebraucht. Es wird sich sogleich zeigen, was darunter zu verstehen ist.

Für den horizontalen Flug galten die Gl. (1) und (2), sofern der Auftrieb gleich dem Gewicht und der Widerstand gleich der Schubkraft ist. Ändern wir den Winkel α um $d\alpha$ und v^2 um $d(v^2)$, so ändert sich der Auftrieb um dA und der Widerstand um dW . Es wird:

$$dA = \lambda \cdot \alpha \cdot d(v^2) + \lambda \cdot v^2 \cdot d\alpha \dots \dots \dots (5)$$

$$dW = (\lambda \cdot \alpha^2 + \mu) \cdot d(v^2) + 2 \cdot \lambda \cdot v^2 \cdot \alpha \cdot d\alpha \dots (6)$$

Im folgenden spielt nun die Determinante:

$$D = \begin{vmatrix} \lambda \alpha & \lambda \cdot v^2 \\ (\lambda \alpha^2 + \mu) & 2 \lambda \cdot v^2 \cdot \alpha \end{vmatrix} = v^2 \cdot \lambda^2 \cdot \left(\alpha^2 - \frac{\mu}{\lambda} \right)$$

eine wichtige Rolle. Wir wollen die oben betrachteten Fälle, wo der Aeroplan mit der Geschwindigkeit v_1 bzw. v_2 fliegt, kurz als Fall 1 und Fall 2 unterscheiden und mit D_1 bzw. D_2 den Wert der Determinante bezeichnen, wenn wir $\alpha_1 v_1$ oder $\alpha_2 v_2$ einsetzen. Als Übergangsfall erscheint der Flug mit dem Minimum der Schubkraft bei $\alpha_0 v_0$, wobei die Determinante verschwindet. Die Bedeutung hiervon ist offenbar, daß die Gleichungen (5) und (6) für $dA = dW = 0$ und $d\alpha \neq 0$, $d(v^2) \neq 0$ bestehen können. In diesem Falle kann man also α von seinem Werte α_0 und in Übereinstimmung mit den Gl. (5) und (6) auch v von seinem Werte v_0 etwas abändern, ohne daß das Gleichgewicht des horizontalen Fluges verlassen wird.

Dies ist so aufzufassen, daß dieser auch für die abgeänderten Werte von α und v als Gleichgewichtszustand möglich bleibt. Bei einer Änderung von α wird es eine kurze Zeit dauern, bis sich der neue Zustand einstellt, der Aeroplan wird, etwa bei einer Vergrößerung von α , zuerst etwas steigen, bis sich v gemäß Gl. (6) geändert hat, und dann horizontal weiterfliegen. Über die Art und Weise, wie dieser Übergang erfolgt, sagt unsere Betrachtung nichts aus, das würde eine Integration der Bewegungsgleichungen erfordern. —

Während die Determinante D im Übergangsfall verschwindet, finden wir $D_1 < 0$ und $D_2 > 0$.

Jetzt vergleichen wir die Fälle 1 und 2 bei kleinen Störungen.

Es werde erstens α um $d\alpha$ geändert. Da die Schubkraft konstant bleibt, wird sich v so ändern, daß $dW = 0$ ist. Setzen wir den so erhaltenen Wert von $d(v^2)$ in Gl. (5) ein, so wird:

$$dA = \frac{-D}{\lambda \alpha^2 + \mu} \cdot d\alpha.$$

Im Falle 1 ($D_1 < 0$) hat dA dasselbe Vorzeichen wie $d\alpha$.

Richtet sich der Apparat etwas auf ($d\alpha > 0$), so wird er zu steigen beginnen und der Pilot wird, im Bestreben, horizontal zu fliegen, durch Betätigen des Höhensteuers α wieder verkleinern und sich so dem Falle 1 des Fluges wieder nähern. Entsprechendes gilt auch für $d\alpha < 0$.

Anders im Falle 2 ($D_2 > 0$). Hier hat dA das entgegengesetzte Vorzeichen von $d\alpha$. Richtet sich hier der Apparat etwas auf ($d\alpha > 0$), so wird er, da die Geschwindigkeit durch die Trägheit des Systems nicht plötzlich abfällt, einen Moment steigen, dann aber, da $dA < 0$ wird, zu fallen beginnen. Sucht der Pilot dieser Bewegung durch Vergrößerung von α zu begegnen, was er instinktiv tun wird, so hat dies ein weiteres Aufbäumen des Aeroplans, einen weiteren Geschwindigkeitsverlust und schließlich zu Boden fallen zur Folge.

Falls der Pilot mit der Sachlage vertraut ist, so kann er, falls der Apparat zu sinken beginnt, α verkleinern, um ihm wieder die erforderliche Geschwindigkeit

zu erteilen, jedenfalls wird die Flugbahn dann aber einen erheblichen Bogen nach unten aufweisen.

Wird im Falle 2 α durch eine Störung verkleinert ($d\alpha < 0$), so wird $dA > 0$, und wenn der Pilot, was zunächst anzunehmen ist, α weiter verkleinert, so wird sich die Geschwindigkeit weiter vergrößern, bis der Fall 1 erreicht ist.

Zweitens ist es möglich, daß sich v^2 ändert. v ist ja die Relativgeschwindigkeit des Fliegers gegen die ihn umgebende Luft. Ein horizontaler Windstoß kann also in den Gleichungen durch $d(v^2)$ zum Ausdruck gebracht werden. Erfolgt der Stoß von vorn, so ist $d(v^2)$ positiv, im anderen Falle negativ. Im Bestreben, die Flughöhe beizubehalten, wird der Pilot durch Höhensteuerung α so verändern, daß in Gl. (5) $dA = 0$ bleibt. Setzen wir diesen Wert von $d\alpha$ in Gl. (6) ein, so wird:

$$dW = -\frac{D}{v^2 \cdot \lambda} \cdot d(v^2).$$

Im Falle 1 hat dW das gleiche Vorzeichen wie $d(v^2)$. Ist $d(v^2) > 0$, so wächst, auch nach dem Manöver mit dem Höhensteuer, der Widerstand, die Fahrt verlangsamt sich (wobei α wieder durch das Höhensteuer vergrößert wird), bis bei $\alpha = \alpha_1$ die Relativgeschwindigkeit v_1 wieder hergestellt ist. Auch bei $d(v^2) < 0$ gilt dies im Falle 1.

Im Falle 2 haben dW und $d(v^2)$ verschiedenes Vorzeichen. Ist $d(v^2) > 0$, so ist $dW < 0$; die Schubkraft überwiegt und der Aeroplan wird beschleunigt. Der Pilot wird α verkleinern und schließlich wird $\alpha = \alpha_1$ und $v = v_1$, d. h. der Fall 1 erreicht. Ist $d(v^2) < 0$, so wird $dW > 0$ und die Fahrt verlangsamt sich bis zum Absturz.

Eine dritte Störungsmöglichkeit besteht darin, daß die Schubkraft der Propeller verändert wird, sei es durch Unregelmäßigkeiten im Betriebe des Motors, sei es durch absichtliche Änderung der Gemischzufuhr.

Es ist nun ohne weiteres einleuchtend, daß eine Vergrößerung des Schraubenschubes die Geschwindigkeit und damit den Auftrieb vermehren wird und umgekehrt. Um wieder horizontal zu fliegen, muß der Pilot α so ändern, daß in Gl. (5) $dA = 0$ bleibt.

Setzt man nun $d(v^2)$ oder auch $d\alpha$ in Gl. (6) ein, so wird:

$$dW = -\frac{D}{v^2 \cdot \lambda} \cdot d(v^2) \text{ oder } dW = \frac{D}{\alpha \cdot \lambda} \cdot d\alpha.$$

Im Falle 1 hat also dW dasselbe Vorzeichen wie $d(v^2)$ und das entgegengesetzte von $d\alpha$. Das heißt aber, daß der Luftwiderstand wächst, wenn etwa bei Vergrößerung der Motorleistung α verkleinert wird, um horizontal weiterzufliegen. Nachdem sich die Geschwindigkeit um ein gewisses Maß vergrößert hat, wird sich also wieder Gleichgewicht einstellen. Ebenso bei Verkleinerung der Motorleistung.

Begegnet dagegen im zweiten Falle der Pilot der Änderung des Antriebes durch Höhensteuerung, indem er $dA = 0$ in Gl. (6) zu erhalten sucht, so wird (D ist jetzt positiv) bei $d(v^2) > 0$ und $d\alpha < 0$ $dW < 0$, d. h., nachdem durch die Steigerung der Motorleistung die Geschwindigkeit gestiegen ist, wird sie weiter wachsen, bis der erste Fall erreicht ist, und beim Nachlassen der Motorleistung wird die Geschwindigkeit weiter erniedrigt bis der Apparat zur Erde stürzt.

Im zweiten Falle überwiegt also der Einfluß von $d\alpha$ auf den Widerstand, während im ersten $d(v^2)$ von ausschlaggebender Bedeutung war.

Zusammenfassend können wir also sagen:

Beim horizontalen Flug wird nur der erste Fall von Dauer sein können. Im zweiten Falle würde der Pilot

seine horizontale Richtung nur mit akrobatenhafter Geschicklichkeit innehalten können, da er paradoxerweise seinen Aeroplan durch das Höhensteuer aufrichten müßte, sobald er ein Aufsteigen wahrnimmt, und ihn neigen, sobald er ein Fallen bemerkt, wobei große Schwankungen nicht zu vermeiden wären.

Die vorstehenden Betrachtungen gelten auch für den auf- oder absteigenden gradlinigen Flug. Für α hat man einen um die Neigung der Flugbahn gegen die Horizontale größeren oder kleineren Winkel einzuführen und zu der Schubkraft der Schraube die Schwerewirkung im richtigen Sinne hinzuzufügen.

Painlevé bemerkt noch, daß ein Aeroplan, der automatisch auf konstante Neigung (α) gegen die Horizontale reguliert würde, bei jeder Geschwindigkeit stabil fliegt, allerdings nicht immer horizontal.

In der Tat können wir diesen Fall in unseren Gl. (5) und (6) durch Nullsetzen von $d\alpha$ ausdrücken. Die Geschwindigkeitsänderung wird dann durch Gl. 6 allein bestimmt. Bei horizontalen Windstößen stellt sich die normale Relativgeschwindigkeit wieder ein. Bei Änderungen der Motorleistung erfolgt Geschwindigkeitsänderung und Auf- oder Abstieg. — Der Fall $d\alpha = 0$ ist natürlich nicht realisierbar, da das geraderichtende Moment erst bei endlichem $d\alpha$ hervorgerufen wird. Die Bemerkung von Painlevé ist also dahin zu modifizieren, daß die Stabilität im Falle 2 zweifelhaft bleibt und jedenfalls starke vertikale Schwankungen zu erwarten sind.

Wir haben bisher die Voraussetzung gemacht, daß der Propellerschub absolut konstant sei. Nun wird es in Wirklichkeit stets vorkommen, daß der Motor bis an die Grenze seiner Leistungsfähigkeit beansprucht wird. Der Schub hängt dann von der Geschwindigkeit ab, indem er bei wachsender Geschwindigkeit abnimmt. In der Fig. 2b ist dies zum Ausdruck gebracht, indem statt der horizontalen Geraden, die konstantem Drehmoment entspricht, eine nach links und unten gekrümmte Linie eingezeichnet ist¹⁾. Deren Schnitte mit der Widerstandskurve geben dann den Wert von v des möglichen Gleichgewichts. Der Fall 2 des instabilen Gleichgewichts wird nun durch die Inkonzanz des Drehmoments gar nicht berührt. Die Stabilität des Gleichgewichts im Falle 1 wird, wie man leicht einsieht, durch den Abfall des Drehmoments mit wachsender Geschwindigkeit noch erhöht.

Eine besondere praktische Bedeutung gewinnen die Untersuchungen Painlevés, wenn man nach der zum Fliegen überhaupt notwendigen Motorleistung fragt. Fliegt der Aeroplan mit einer gewissen Geschwindigkeit v und entsprechendem Neigungswinkel α , so ist der zu überwindende Widerstand W gegeben und die Nutzleistung der Propeller ist:

$$L = W \cdot v.$$

Als Funktion von α wird dies:

$$L = P^{3/4} \cdot \{ \alpha^{1/2} \cdot \lambda^{-1/2} + \mu \cdot (\alpha \cdot \lambda)^{-1/2} \}$$

Diese Funktion zeigt Fig. 2c. Sie hat ein Minimum bei $\alpha^* = \sqrt{3} \cdot \sqrt{\mu/\lambda} = \alpha_0 \cdot \sqrt{3}$, dabei wird

$$L^* = \frac{4 \cdot P^{3/4}}{3^{3/4} \cdot \lambda^{1/4}} \cdot (\mu)^{1/4}$$

Dieser Wert findet sich vielfach als untere Grenze für die effektive Motorleistung angegeben, mit der ein

¹⁾ W ist in Fig. 2b zwar als Funktion von α eingetragen, doch gehören (s. Fig. 2a) zu kleineren α größere v , so daß der Propellerschub auch als Funktion von α aufgefaßt werden kann.

Aeroplan auszurüsten ist, um flugfähig zu sein¹⁾. Painlevé zieht nun aus seinen Untersuchungen den Schluß, daß ein Flug mit der Minimalleistung L^* stattfindet mit einer Geschwindigkeit v^* und einem Angriffswinkel α^* , die zum Falle 2 gehören. In der Tat sieht man aus den Figuren 2 sofort, daß $\alpha^* > \alpha_0$ ist. Die Rechnung gibt $\alpha^* = \sqrt{3} \cdot \alpha_0$. Der Flug mit einer Motorleistung, die gerade noch ausreicht, ist also nach obigem scheinbar instabil. Painlevé gibt daher als Minimum der Motorleistung den zu $(\alpha_0 v_0)$ gehörigen Wert an:

$$L_0 = 2 \cdot P^{3/4} \cdot \mu^{1/4} \cdot \lambda^{-1/4} = 1,14 L^*,$$

also einen um 14% größeren.

Wenn man auch in der Praxis wohl stets stärkere Motoren als L_0 oder gar L^* verwenden wird, so ist doch die Bemerkung ganz interessant, daß Painlevé nicht ganz recht hat, wenn er den Flug mit dem Minimum der Leistung L^* zu den instabilen Fällen rechnet. Kann der Motor nicht mehr hergeben als L^* , so wird sein Drehmoment durchaus nicht mehr konstant sein. Unter dieser Voraussetzung war aber die Instabilität des Falles 2 nachgewiesen. Tragen wir die Kurve des Propellerschubes als Funktion von α (eigentlich von v) für den Fall der Motorleistung L^* in Fig. 2b ein, so muß sie die Widerstandskurve in dem betreffenden Punkte gerade berühren, wenn anders die Leistung L^* nirgends überschritten werden soll. Das heißt dann aber, daß der Winkel α , die Geschwindigkeit v und der Propellerschub etwas von den Werten $\alpha^* v^* S^*$ geändert werden können ohne daß das Gleichgewicht gestört wird.

Man kann sich die Fälle der Störungen, wie sie früher betrachtet wurden, durchüberlegen und wird Gleichgewicht finden, sofern man nur berücksichtigt, daß bei Verkleinerung der Geschwindigkeit der Schraubenschub zunimmt und umgekehrt.

Bei größeren Störungen wird natürlich Instabilität eintreten. Die Betrachtung kann jedoch wertvoll sein für die Vorgänge beim Landen, wenn man die Leistung des Motors durch Drosselung des Gemisches dabei allmählich erniedrigt.

Den Wert L_0 als untere Grenze für die Leistung einzuführen, ist natürlich richtig. Painlevé gibt an, daß der Propellerschub bei den heutigen Aeroplanen von dem kritischen Wert W_0 nicht viel verschieden sei. Die oben erwähnte Determinante D ist dann wenig von Null verschieden und ein gewisser Spielraum ist für α und v vorhanden, ohne daß der horizontale Flug verlassen wird.

Die Gefahr ist dabei jedoch bedenklich nahe, daß bei einer Vergrößerung von α der Wert α_2 überschritten wird und Instabilität eintritt.

Steht eine größere Motorleistung als L_0 zur Verfügung, so wird man daher durch Wahl der Schrauben und ev. einer Übersetzung den Schub der Propeller möglichst hoch zu bringen suchen, um die Werte α_1 und α_2 weit genug zu trennen. Dann kann man außerdem die Geschwindigkeit zwischen der damit gegebenen oberen Grenze und v_0 durch Verminderung der Motorleistung beliebig variieren.

Die Bestimmung der Konstanten λ , μ , sowie der Lage der Nullrichtung im Aeroplan, durch welche α bestimmt wird, ist mit erheblichen Schwierigkeiten verknüpft und wohl am ehesten durch kinematographische Aufnahmen und deren photogrammetrische Vermessung zu erreichen. Versuche in dieser Richtung liegen noch nicht vor.

¹⁾ S. etwa: M. R. Soreau, Etat actuel et avenir de l'aviation. Bull. de Juillet 08. d. Mémoires de la Société d. Ingénieurs civils de France. Paris, Hôtel de la Société. 08.

Es ist auch noch gar nicht gesagt, daß Auftrieb und Widerstand durch so einfache Gleichungen wie

$$A = \lambda \cdot v^2 \cdot \alpha; \quad W = \lambda \cdot v^2 \cdot \alpha^2 + \mu \cdot v^2$$

mit ausreichender Genauigkeit dargestellt werden, ob nicht Gleichungen notwendig sind, die beim Auftrieb noch die zweite Potenz des Neigungswinkels berücksichtigen, wie

$$A = v^2 \cdot (\lambda_1 \alpha + \lambda_2 \alpha^2)$$

und in denen statt des konstanten Koeffizienten μ des Eigenwiderstandes eine Funktion von α enthalten ist, etwa

$$\mu_1 + \mu_2 \alpha + \mu_3 \alpha^2.$$

(Die Stabilitätsuntersuchungen würden ihre Gültigkeit dadurch nicht verlieren. Es würden statt der Hyperbeln kompliziertere Kurven auftreten, jedoch mit ungefähr gleichem Aussehen; die Nullstelle der Determinante D würde etwas verschoben.)

Auf die »automatische« Stabilität, d. h. die Stabilität im eigentlichen Sinne der Mechanik, die die geradlinige Bewegung des Aeroplans ohne Manöver mit dem Höhensteuer und die Abdämpfung von Schwingungen um diese Gleichgewichtsbewegung sicherstellen soll, geht Painlevé gar nicht ein und stellt Untersuchungen in dieser Frage zurück, bis durch experimentelle Grundlagen über Richtung und Größe der Luftdruckresultierenden, Variation des Angriffspunktes usw. eine breitere Grundlage geschaffen ist für theoretische Entwicklungen.

Dagegen macht er Betrachtungen über die Vor- und Nachteile der Anbringung des Höhensteuers an der Vorder- oder Hinterseite des Fliegers. Ist nämlich das Höhensteuer vorne angebracht, so wird sich seine Wirkung verstärken, wenn das Flugzeug die durchs Höhensteuer hervorgebrachte Bewegung auszuführen beginnt. Während beim Hecksteuer die Wirkung nachläßt. Andererseits wirkt das Vordersteuer schneller als das Hecksteuer.

In ruhiger Luft wird also das Hecksteuer weniger Aufmerksamkeit seitens des Piloten beanspruchen; in unruhiger wird sich ein Apparat mit Vordersteuer leichter regieren lassen. Painlevé empfiehlt daher die letztere Anordnung.

Dieses konsequente Hineinbeziehen der Höhensteuer-Manöver in die Stabilitätstheorie ist charakteristisch für die auf die Praxis gerichtete Theorie der Franzosen und es erscheint allerdings fraglich, ob Stabilitätstheorien, die ruhige Luft als Voraussetzung bedingen, für die Praxis weitreichende Bedeutung erhalten werden.

Erst Untersuchungen über Aeroplane mit elastischen Flächen in von Wirbeln durchsetzter Luft dürften volle Klärung der Stabilitätsprobleme bringen.

Soviel ist jedoch schon jetzt feststehend, daß der Einbau von möglichst starken Motoren neben der Erreichung von großen Geschwindigkeiten, auch zur Sicherstellung der Stabilität von ausschlaggebendem Einfluß ist.

Umlauf-Motoren.

Von G. Schendel. (Fortsetzung.)

Der Gnôme-Motor wird gegenwärtig in 2 Größen hergestellt, die eine, der Standardtyp, zu 50 PS hat um eine Kurbel herum angeordnet 7 Zylinder von 110 mm Durchmesser und 120 mm Hub, (Fig. 7), die andere zu 100 PS stellt eine Verdoppelung der Größe I dar, 2 Kurbeln um 180° versetzt und 14 Zylinder von den gleichen Abmessungen. (Fig. 8.) Die Umdr. pro Min. wurden früher mit 1200 angegeben. Neuerdings läßt man den 50 PS bis 1300 Umdr./min machen. Eine kleinere Ausführung zu 30 PS, 5 Zylinder zu 100 · 100 scheint aufgegeben zu sein.

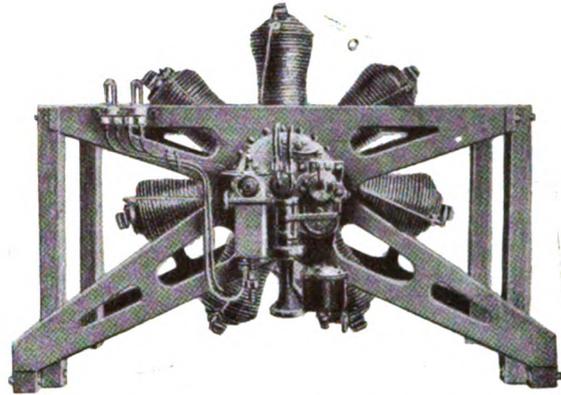


Fig. 7. 50 PS Gnôme-Motor von hinten gesehen in einem Drachenflieger eingebaut; links Ölpumpe, in der Mitte Vergaser, rechts Zündapparat.

Es ist schon erwähnt worden, daß die Gnôme-Motoren ihre Nennleistung kaum erreichen dürften.

Auf dem Wettbewerbe des Automobilklubs von Frankreich im Juli 1909 leistete der 50 PS Motor wenig über 30 Pferdestärken und benötigte 0,359 kg Benzin und gar 0,184 kg Öl für die Pferdekraftstunde.

Auf dem Wettbewerbe im Dezember des gleichen Jahres hat er dann wesentlich besser abgeschnitten und zwei Preise (I. und II.) davongetragen.

Die bessere der beiden Versuchsreihen weist umstehende Werte auf.

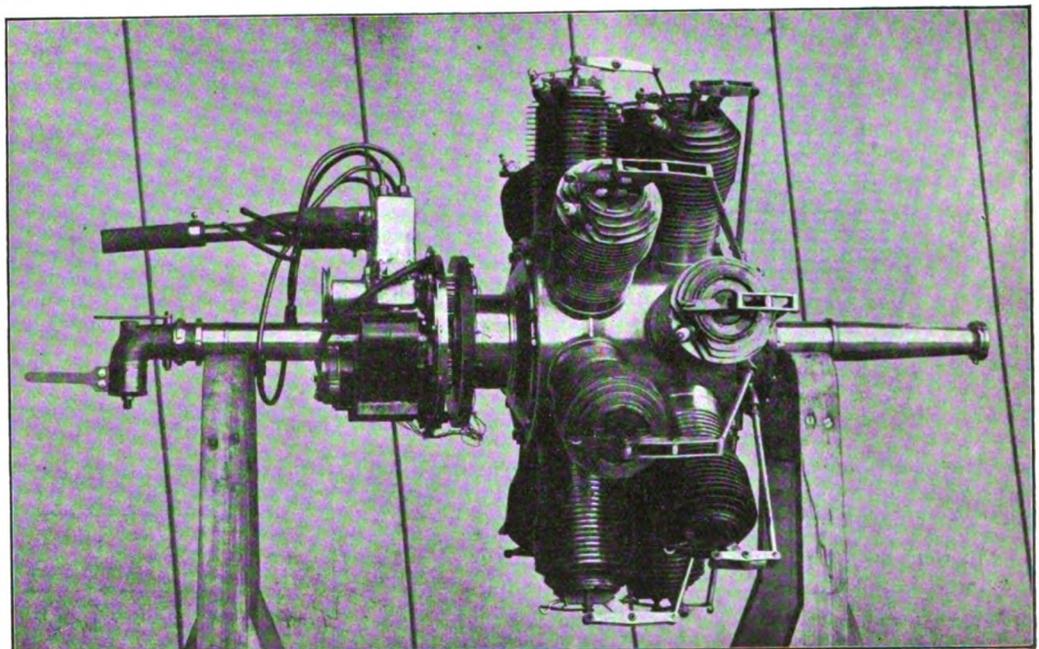


Fig. 8. 100 PS Gnôme-Motor mit 14 Zylindern. Von der Seite gesehen mit Zündapparat, Ölpumpe und Vergaser.

Während der	Umdrehungen in der Minute	Leistung in Pferdestärken
1. Viertelstunde . . .	1155	43,48
2. „	1165	44,64
3. „	1160	43,97
4. „	1165	44,64
5. „	1163	44,35
6. „	1158	43,77
7. „	1154	43,39
8. „	1165	44,64
9. „	1167	44,92
10. „	1167	44,92
11. „	1150	42,91
12. „	1149	42,81

Motor, der für die Pferdestärke 0,350 kg Benzin und 0,05 kg Öl gebraucht, ermittelt zu 1,64 kg/PS.

Für eine dreistündige Fahrt ergeben sich folgende Gewichte

Motor fertig ausgerüstet . . .	74,5 kg
Benzin	38,5 „
Öl	11,8 „
	<hr/>
	124,8 kg

d. s. $\frac{124,8}{44} = 2,82 \text{ kg/PS.}$

Der 100 PS Gnome-Motor (Fig. 8) hat bisher nicht die gleichen Erfolge erzielt wie der 50 PS Typ. Auf dem Wettbewerb des A. C. F. im Dezember 1909 sind drei Versuche gemacht worden. Der erste endete schon vor Ablauf einer halben Stunde, da eine Saugventilfeder brach, der zweite

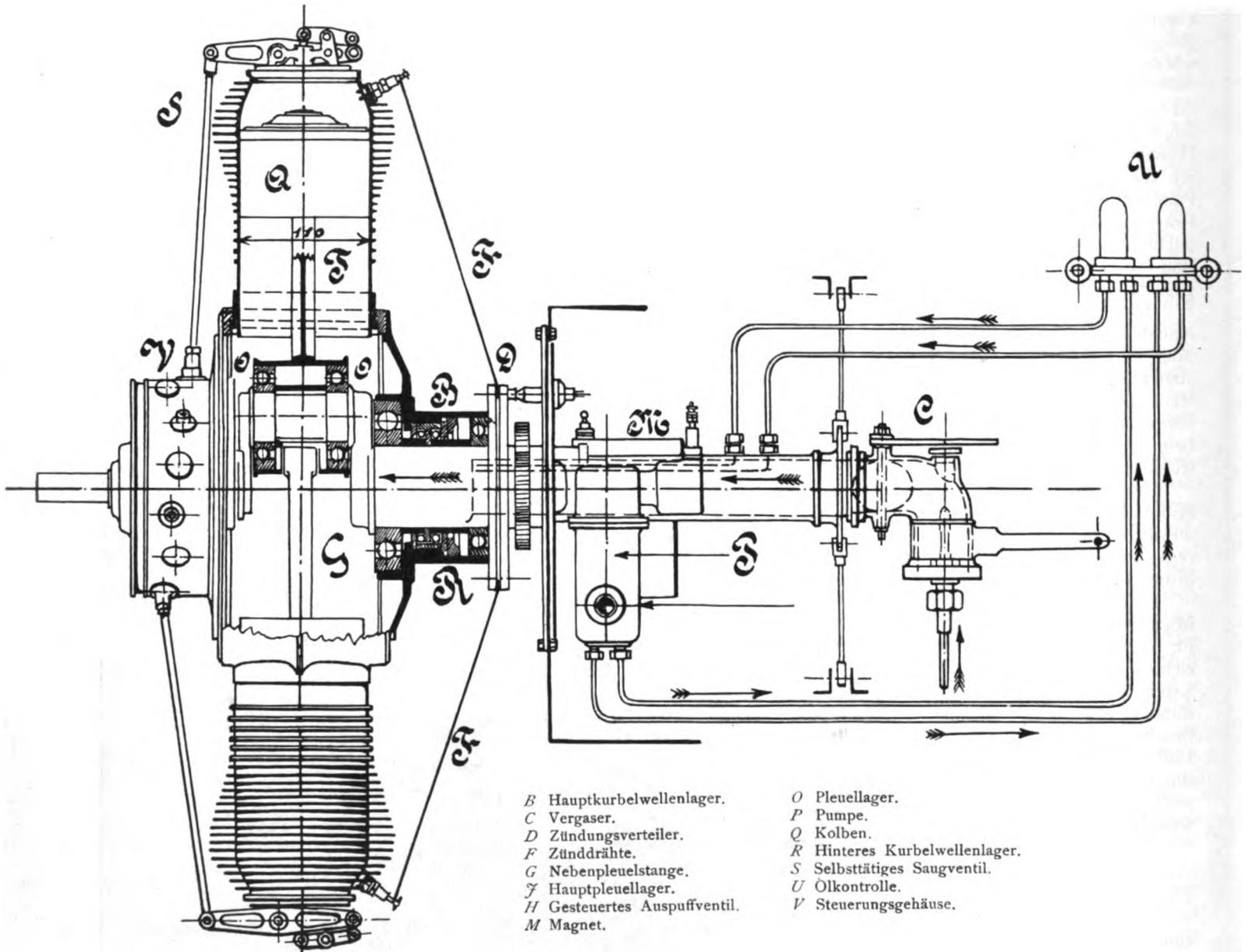


Fig. 9. Längsschnitt durch den 50 PS Gnome-Motor. (Zeichnungen von Oberingenieur Gabriel.)

Die Gleichmäßigkeit der Leistungen verdient Beachtung. Es sind zwar keine 50 PS aber immerhin 44 PS und zwar bei 1160 Umdr./min.

In den 3 Stunden betrug der Verbrauch

an Benzin 38,5 kg d. s. 0,294 kg/PS
» Öl 11,8 » » 0,089 »

Der Vergleichswert, Gewicht für die Pferdestärke (puissance massique) ist durch Umrechnung auf einen Normal-

in der ersten Minute, da zwei Kerzen beschädigt waren, der dritte weist folgende Werte auf:

Während der	Umdrehungen in der Minute	Leistung in Pferdestärken
1. Viertelstunde . . .	1135	74,40
2. „	1112	69,89
3. „	1100	67,78
4. „	1098	67,58

Es ergaben sich bei 70 PS im Mittel:

0,324 kg Benzin	} für eine PS-St.
0,157 » Öl	
2,05 » Gewicht (puissance massique)	

Es wird dazu bemerkt: »Der Versuch wird am Ende der Stunde freiwillig abgebrochen. Selbstzündungen treten nicht auf.« Sie sind danach aber zu befürchten gewesen, denn die Kühlung des 100 PS-Motors ist für die hintere Zylinderreihe nicht mehr ganz zuverlässig.

Wir wollen hauptsächlich den 50 PS-Motor betrachten, da der 100 PS ganz ähnlich gebaut ist. Abweichungen werden hervorgehoben werden.

Mit 1,62 kg/PS Gewicht steht er unter den Motoren mit Dauerleistung bis jetzt einzig da.

leute schätzen, daß ein Gnome-Motor etwa 300 Arbeitsstunden zufriedenstellend Dienst leisten kann.

Es soll an dem Prinzip, Leichtigkeit um jeden, selbst um einen sehr ungeheuren Preis, zu erkaufen, hier keine Kritik geübt werden. Für den gegenwärtigen Zustand der Flugtechnik hat es entschieden Berechtigung, doch dürften sich diese Zeiten bald ändern.

Demgemäß ist die Anordnung so gedrängt wie möglich und selbstverständlich alle beanspruchten Teile aus hochwertigem Stahl. An dem eigentlichen Motor ist nur der Kolben aus Gußeisen, um bessere Reibungsverhältnisse zu erzielen. Aus Aluminium ist nur der Vergaser und die Ölpumpe.

Die Fig. 9 und 10 zeigen einen Gnome-Motor in der Anordnung, wie sie beim Farman- und Sommer-Flugzeug üblich ist. Die Befestigung ist nur einseitig. Von der

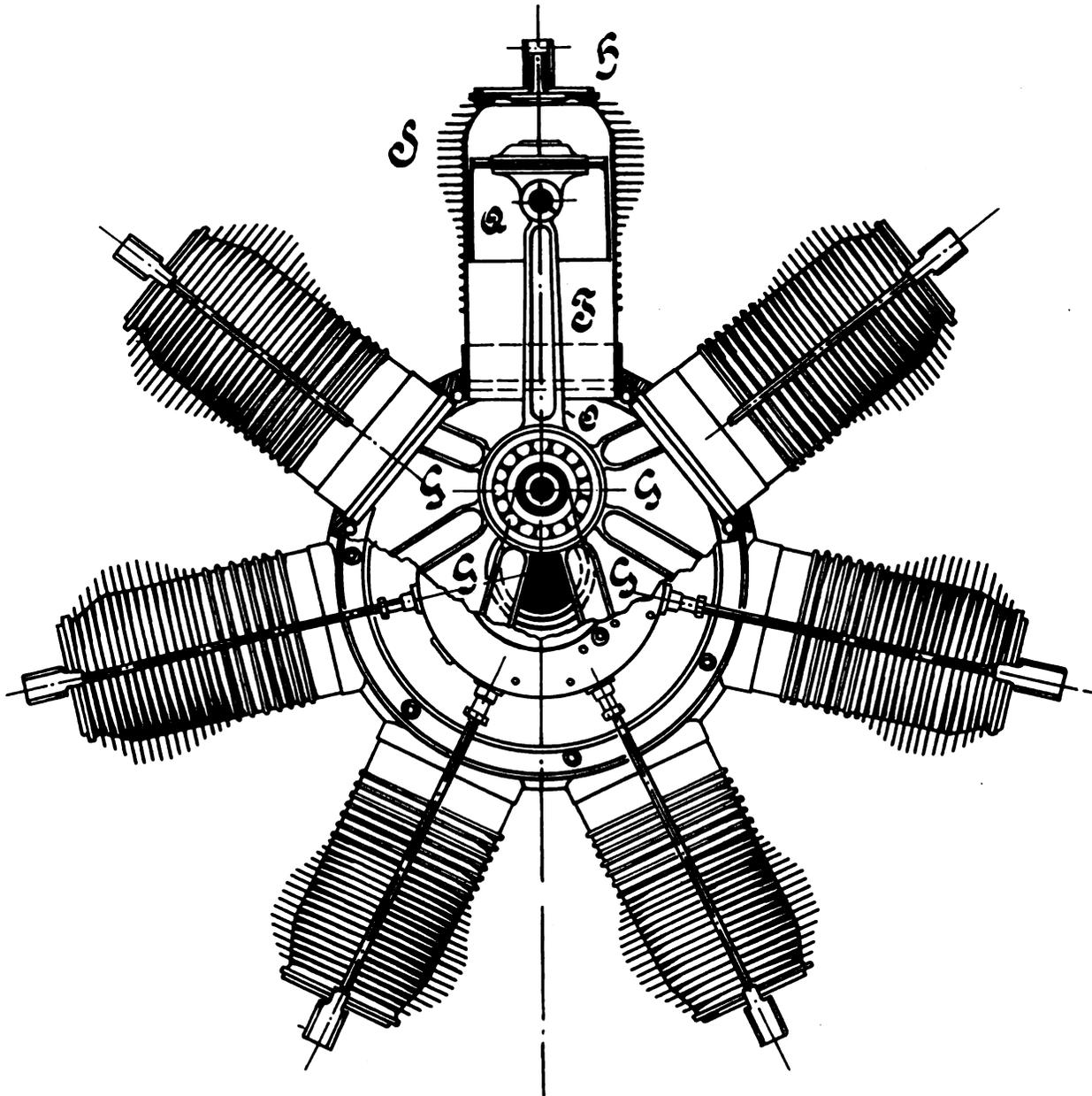


Fig 10. Vorderansicht und Querschnitt des 50 PS Gnome-Motors.

Beim Gnome-Motor sind allerdings dem Gesichtspunkte der Leichtigkeit, alle anderen bis auf den der Betriebssicherheit untergeordnet.

Es erklärt sich damit auch der hohe Preis.

13 000 Fr. d. i. 10 560 M. kostet unverzollt ein 50 PS Gnome.
26 000 » d. i. 19 500 M. kostet ein 100 PS Gnome.

Infolge der hohen Seitendrucke ist die Lebensdauer zugunsten der Leichtigkeit arg beschnitten. Erfahrene Fach-

Befestigungsscheibe aus ragt der Motor frei in die Luft, nach der anderen Seite ist die feststehende Kurbelwelle noch einmal verspannt. An alle Teile des Motors kann man dadurch leicht heran. Die Schraube kann man anbringen, wo es beliebt, an dem vorderen (V) oder hinteren Deckel (B u. R). Die Befestigung wird leichter und einfacher, als wenn man den Motor auf beiden Seiten lagert.

Letztere Anordnung hat Blériot gewählt (siehe die Abbildung auf S. 19, Heft 1/2 dieser Zeitschrift). Da sich der

Motor vorn befindet, muß er umbaut werden, soll der Flieger nicht abgeschleudertes Öl und auch Abgase ins Gesicht bekommen.

Beim Farman - Flugzeug bestehen diese Rücksichten nicht, dort befindet sich der Motor hinter dem Führer.

Das Gewicht der Zylinder und des Gehäuses ruht auf den beiden Lagern *B* und *R*, welche das aus dem Gewicht sich ergebende Moment auf die feststehende Welle übertragen.

Der Vergaser ist ähnlich wie die Vergaser bei Automobilen konstruiert. Der Schwimmer wird jedoch bei den neueren Ausführungen weggelassen. Das Benzin tritt durch ein Rohr von unten in den Vergaser. Von der gleichen Seite wird die Luft angesaugt. (Fig. 11.)

Wir sehen, die Gnôme-Werke haben den kürzesten Weg für die Gase gewählt. Durch den hohlen Wellenschaft



Fig. 11. Vergaser mit Drosselklappe.

gelangt das frische Gemisch in den gegen die Außenluft abgedichteten Kurbelraum. Der Zentrifugalkraft folgend strömt es in die Zylinder hinter dem Kolben her. Öffnet sich das Saugventil, so bedarf es gar keines Unterdrucks, um das Gas anzulassen. Es hat schon Bewegungsenergie durch die Zentrifugalkraft. Die Füllung ist die daher denkbar günstigste, zumal man das Ventil sehr groß machen kann. Unter

den gleichen günstigen Bedingungen findet der Auspuff statt. Diese Anordnung ist vornehmlich für Umlaufmotoren geeignet, da ihre Kurbelkammer unter normalen Verhältnissen so gut wie ölfrei sein wird, besonders wenn auch das Kurbelager als Kugellager ausgebildet ist.



Fig. 1. Allgemeiner Überblick der Ausstellung. Im Hintergrunde schwebend der Zodiac. Im Vordergrund die Apparate von Maurice Farman, Antoinette und Wright.

Ausstellungsberichte.

Technisches vom zweiten Pariser aeronautischen Salon.

Von Ob.-Ing. Mich. Gabriel, Berlin-Johannisthal.

I. Allgemeines.

Der zweite aeronautische Salon stand ganz im Zeichen der Flugmaschine, während die Motorluftschiffe vollständig in den Hintergrund traten. Das riesige Interesse, das ihm seitens des zahlreicher als je herbeigeeilten Publikums entgegengebracht wurde, zeigt auch, daß der fast nur Flugzeuge bringende Salon auch wirklich der richtige Ausdruck der heute geltenden allgemeinen Anschauungen ist, welche sich vollständig zugunsten der von Erfolg zu Erfolg eilenden, billigen Flugmaschinen geändert haben.

Für den Flugzeugkonstrukteur gab es viel Interessantes und Neues zu sehen. Es muß aber hinzugefügt werden, daß nahezu alles Neue auch von neuen Leuten stammte, seine Daseinsberechtigung also erst durch gründliche Erprobungen beweisen muß. Die älteren Firmen stellten im allgemeinen bekanntes aus. Man muß schon ein genauer Kenner der Konstruktionen von Blériot, Henry Farman, Maurice Farman, Esnault Pelterie, Antoinette, Sommer, Voisin, Bréguet etc. sein, um die feinen Unterschiede zwischen den ausgestellten Flugzeugen und den früher hergestellten zu merken. Charakteristisch ist, daß sich alle diese kleinen Änderungen bei näherem Studium als aus fabrikationstechnischen Rücksichten entsprungen erweisen. Dies erklärt sich daraus, daß die genannten, führenden Firmen in der glück-

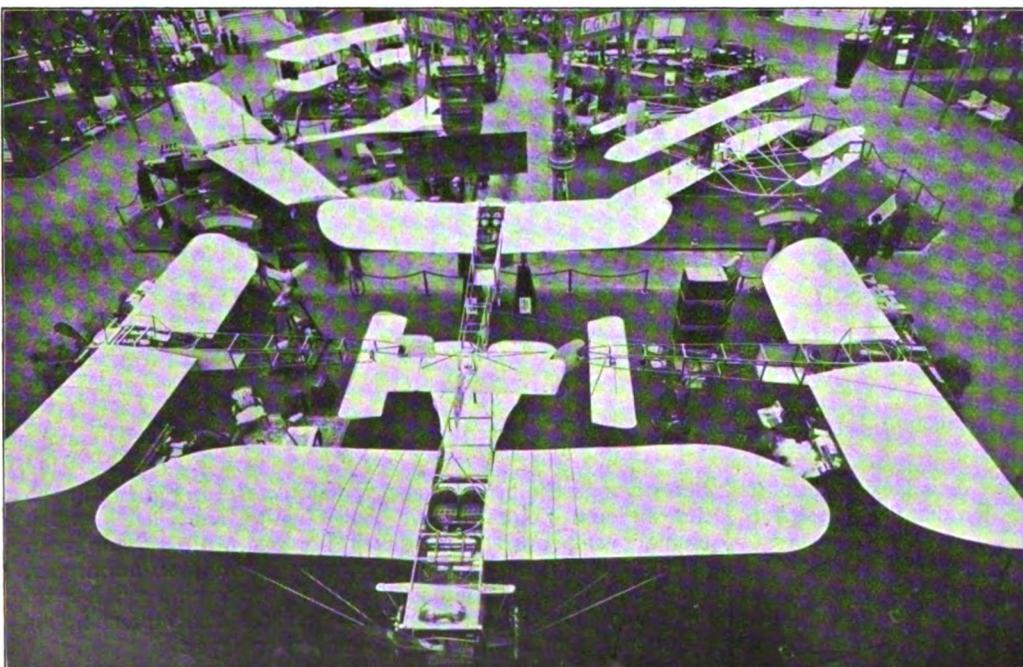


Fig. 2. Der Blériot-Stand. Im Vordergrund der Militäraeroplan mit zwei Sitzen nebeneinander.

lichen Lage sind, bereits derartig umfangreiche Aufträge bewältigen zu müssen, daß für sie die Prinzipien der Massenfabrikation (Akkord- und Heimarbeit) und weitgehenden Arbeitsteilungen bereits in hohem Maß in Frage kommen. Am meisten fortgeschritten dürfte in dieser Richtung Blériot sein. Bei ihm ist die Gleichheit und Auswechselbarkeit der Teile schon in sehr hohem Maß durchgeführt, was sich auch daraus erklärt, daß er von allen Flugzeugfabriken bisher den größten Umsatz erzielt hat und infolgedessen auch die meisten Ersatzteile nachzuliefern hat und Ersatzteile müssen bekanntlich auswechselbar sein, wenn

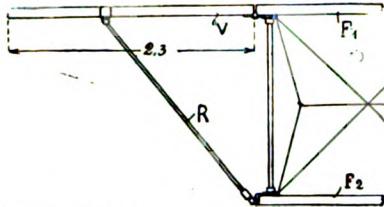


Fig. 3. Tragflächenverlängerung von Henry Farman. F_1 obere, F_2 untere Tragfläche, V Verlängerung mit Scharnier, R Stütze aus Stahlrohr.

sie ihren Zweck erfüllen sollen. Voraussetzung rationeller Massenfabrikation ist liebevolles, sorgfältiges Durchkonstruieren jedes, auch des kleinsten Details [siehe z. B. die Streben (Stiel-)schuhe von Maurice Farman oder die Befestigung des Tragflächen-Verlängerungsstückes bei Henry Farman] und ihre Folge ist eine gewisse, ruhige Harmonie, welche der ganzen Konstruktion den Stempel aufdrückt. Der

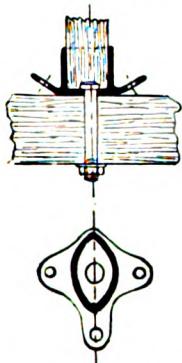


Fig. 4. Strebenschuh von Maurice Farman aus Stahlblech.

ungemein solide, konstruktiv und ästhetisch befriedigende Eindruck, der die Erzeugnisse der führenden, alten Firmen von den Neukonstruktionen so wohlthuend abhebt und über dessen Gründe man sich im ersten Moment nicht klar ist, hat neben der Gewohnheit des Blickes nichts anderes zur Ursache als die obenerwähnte harmonische Formgebung. Die Flugzeuge der großen bekannten Firmen sehen eben bereits aus wie »Flugmaschinen« und nicht mehr wie handwerksmäßig ohne Normen in einem einzigen, oft abgeänderten Exemplar zusammengesetzte »Flugapparate«. Am schönsten durchkonstruiert sind die Apparate von Blériot, Maurice Farman und Voisin.

An umwälzenden Neuerungen zeigen die führenden Firmen also nichts. Es ist dies auch leicht begreiflich, denn erstens waren sie bisher mit Aufträgen derart überhäuft, daß sie zu Neukonstruktionen während des Sommers einfach keine Zeit hatten, und zweitens haben sie auch gar kein Interesse, angesichts der großen zu erwartenden Ereignisse des nächsten Jahres sich schon jetzt von ihren vielen Nachahmern und kleinen Konkurrenten in die Karten blicken zu lassen. Erst die Meetings des nächsten Frühjahres dürften ein genaueres Bild der Weiterentwicklung des Flugzeugbaues geben. Es ist sicher, daß die stillere Zeit des Winters eifrig benutzt werden wird, die bisher infolge Zeitmangels zurückgestellten Neukonstruktionen gründlich auszuprobieren. Dazu dürften vor allem die verschiedenen Einrichtungen zur automatischen Erhaltung der Stabilität gehören, mit denen die großen Firmen von den Erfindern jetzt förmlich überschüttet werden. Im Salon war merkwürdigerweise von solchen Einrichtungen wenig zu sehen.

Das Vertrauen, bald verwendbare automatische Stabili-

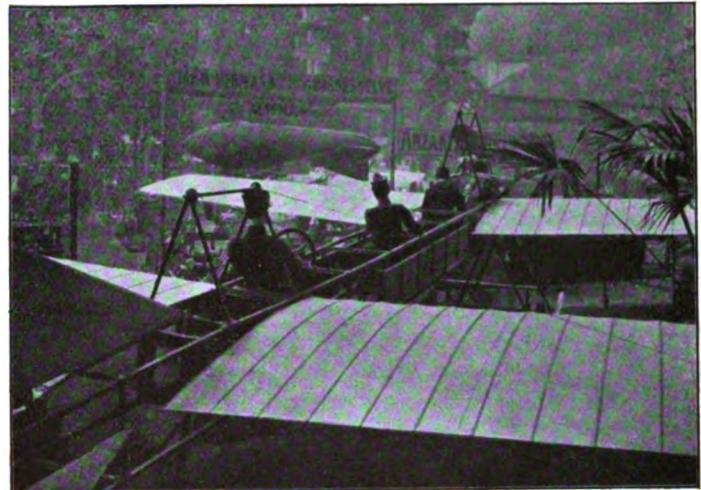


Fig. 6. Der Militäraeroplan von Clerget von hinten gesehen.

satoren zu bekommen, scheint in maßgebenden Kreisen nicht sehr groß zu sein; es geht vielmehr ein unverkennbarer Zug durch die Ausstellung, die Stabilität auf andere Weise zu erhöhen, nämlich durch größeres Gewicht und größere Geschwindigkeit. Die Erfüllung beider Forderungen zugleich bedeutet natürlich ein doppelt starkes Anwachsen der erforderlichen Motorleistung. Wir werden also nächstes Jahr bedeutend stärkere Motoren haben. Tatsächlich sind alle ausgestellten neuen Motoren der bekannteren Firmen viel stärker als ihre bisherigen Typen. Clerget stellt sogar einen Militär-Flugapparat mit 200pferdigem Motor für drei Personen aus. Die normale Stärke für Tourenflugzeuge dürfte jedoch 70—80 PS betragen, es ist aber sicher, daß wir nächstes Jahr eine schon sehr weitgehende Scheidung in Touren-(Militär)Flugzeugen und Rennmaschinen beobachten werden können, wobei letztere dann sicher Motoren von mehr als 100 PS im Leibe haben werden. Mit den schwachen Motoren, wie sie uns die Theoretiker immer vorrechneten, ist es also einstweilen vorbei. Wir scheinen im Flugzeugbau denselben Entwicklungsgang durchmachen zu müssen wie vor einem Jahrzehnt im Automobilbau. Erzielung von Höchstleistungen auf zunächst unrationelle Weise durch Steigerung der Motorkraft, worauf dann allmählich auf Grund gewonnener Erfahrungen und Vervollkommnungen mit der Motorleistung soweit herabgegangen werden wird, daß infolge des verbesserten Wirkungsgrades, der inzwischen ausprobierten Sicherheits- und Landevorrichtungen etc. dieselben Höchstleistungen mit Mitteln erreicht werden, welche den theoretisch errechneten Verhältnissen immer näher kommen. Soweit sind wir aber noch lange nicht, und jetzt schon die theoretischen Verhältnisse den praktisch zu verwertenden Flugzeugen zugrunde zu legen, ist ein schwerer Fehler, den besonders die vielen »kleinen Erfinder« immer wieder bitter büßen müssen. Also keine schwachen Motoren, keine federleichten Flugzeuge! —

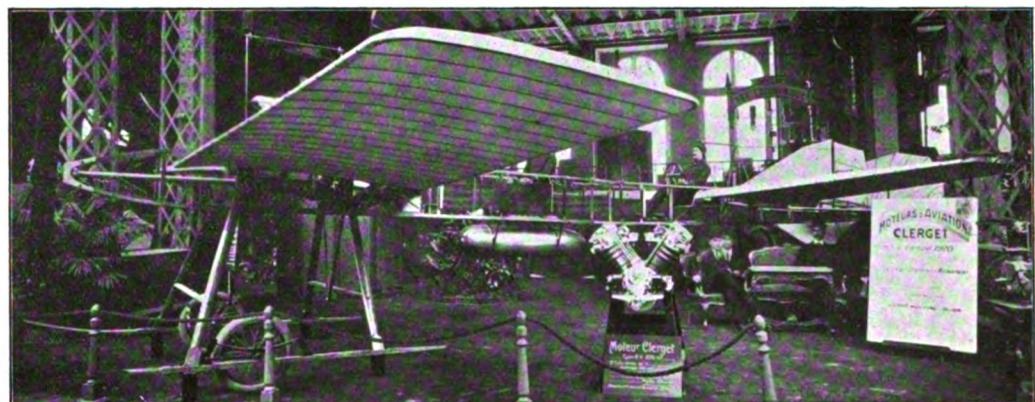


Fig. 5. Der Militäraeroplan von Clerget für 3 Personen mit 200pferdigem Motor.

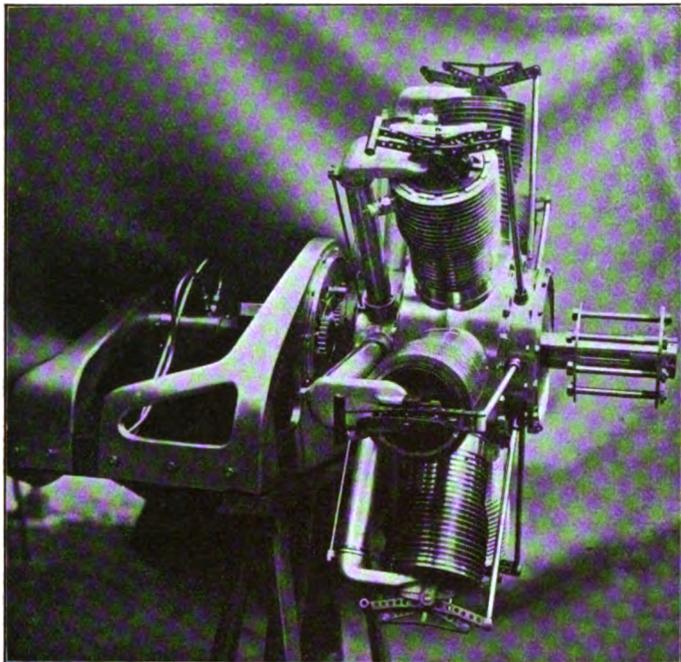


Fig. 7. Der neue Gnome-Motor mit gesteuertem Saugventil im Zylinderkopf. Saug- und Auspuffventil durch gemeinsamen Kipphebel gesteuert. Leistung 50 PS.

Nicht ein im Wind hin- und hergeworfenes Blatt Papier wird den Flugzeugen in den nächsten Jahren als Vorbild dienen, sondern das durch die Luft schwirrende Geschoß. Als oft angewendetes Mittel, die Stabilität zu erhöhen, ist auch die Verlegung aller Steuer nach hinten zu beobachten.

Mit welchen Motoren die Siege des nächsten Jahres errungen werden dürften, ist eine offene Frage, welche der Salon nicht beantwortet, denn so viel renommierte Motorenfirmen ausgestellt haben, fast so viel neue Typen gibt es, und außerdem noch eine Unzahl von Motoren kleinerer Leute. Einstweilen steht der Gnome-Rotationsmotor als König aller Flugmotoren unbestritten an der Spitze, aber es wird für ihn schwer sein, an der Spitze zu bleiben; nicht die vielen Nachahmer dürften ihm gefährlich werden, denn das sind fast durchwegs kleine Firmen, und gerade zur Fabrikation eines Rotationsmotors ist nur eine große, über reiche Mittel verfügende Firma berufen; die gefährlichsten Konkurrenten des Gnomemotors sind vielmehr der alte, ehrliche Vierzylinder und der V-förmige 8-Zylinder, welche von berufenen Firmen in klassischer Ausführung gezeigt werden. Besonders der österreichische Mercedes-(Daimler-)motor wird von den Franzosen mit einem gewissen mißtrauischen Respekt bewundert. War es doch ein Mercedes-

motor, welcher seinerzeit im Automobilbau den Vorsprung der Franzosen im Sturme einholte. Einstweilen hat der Gnomemotor aber nichts zu fürchten; man schimpft zwar auf ihn und rechnet ihm alle möglichen Fehler nach — aber man kauft ihn!

Das überall merkbare Bestreben, die Flugzeuge schwerer zu konstruieren, ist nicht nur für die Stabilität im Wind von Vorteil, sondern kommt natürlich auch der Widerstandsfähigkeit gegen harte Landungen und daher der Lebensdauer zugute, insbesondere gestattet das größere Gewicht, das Flugzeug robuster und daher sicherer zu bauen und so die vielen Unglücksfälle infolge zu schwacher Konstruktion zu vermindern.

Die allgemein herrschende Tendenz, die Geschwindigkeit zu erhöhen, bringt natürlich auch mit sich, daß man den Stirnwindstand möglichst verringert. Daher wendet man sich mehr und mehr von dem Kastenträger als Konstruktionsrahmen ab, da man erkannt hat, daß er

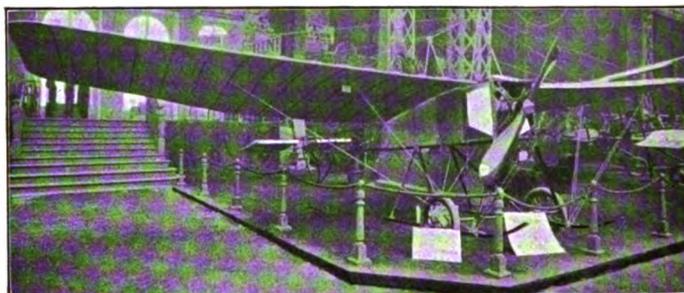


Fig. 8. Der neue Eindecker von Sommer. Gnome-Motor.

mit seinen vielen Drähten und Streben (Stielen) sehr hemmend wirkt. Mit anderen Worten will das besagen, man neigt mehr zu der weniger Streben und Verspannungen erfordernden Eindeckertyp (auch Sommer bringt einen Eindecker heraus), wo man aber den Zweidecker beibehalten hat, wird vielfach die Zahl der Drähte und Vertikalstiele auf ein Minimum reduziert: ein paar kräftige Stahlrohre halten die Flächen in Abstand voneinander und ein paar fast fingerdicke Drahtseile verspannen sie (meist pyramidenförmig zu 2 Punkten laufend); besonders ausgeprägt ist dieses Prinzip bei Bréguet, Fabre (Paulhan) und Coanda. Die Verbindung des Schwanzes mit der Hauptzelle durch einen Kastenträger à la Farman wird vielfach verlassen; statt dessen verwendet man auch bei den Zweideckern einen Rumpf à la Blériot, meist allseitig mit Stoff bezogen. Das schon erwähnte Verlegen des Höhensteuers nach hinten vermindert natürlich auch den Stirnwindstand, da das Gestänge desselben mit der Verspannung in Wegfall kommt. Wie hoch der Widerstand

von Drähten ist, hat Herr Professor Prandtl erst unlängst nachgewiesen. Um den Luftwiderstand noch mehr zu vermindern, wird der vordere Teil des Rumpfes, in dem sich der Flieger befindet, ähnlich wie die Rennkarosserie moderner Automobile ausgebildet und allseits abgeschlossen, derart, daß der Flieger nur mit seinem Kopf herauslugt; siehe z. B. den Führersitz von Tabuteau auf Maurice Farman; hinter ihm das Benzingefäß für seinen 6 Stunden-Rekordflug mit Benzinstandrohr zur Kontrolle des Inhaltes. Daß diese Anordnung dem Flieger auch den Aufenthalt in der Luft angenehmer macht, ist klar.

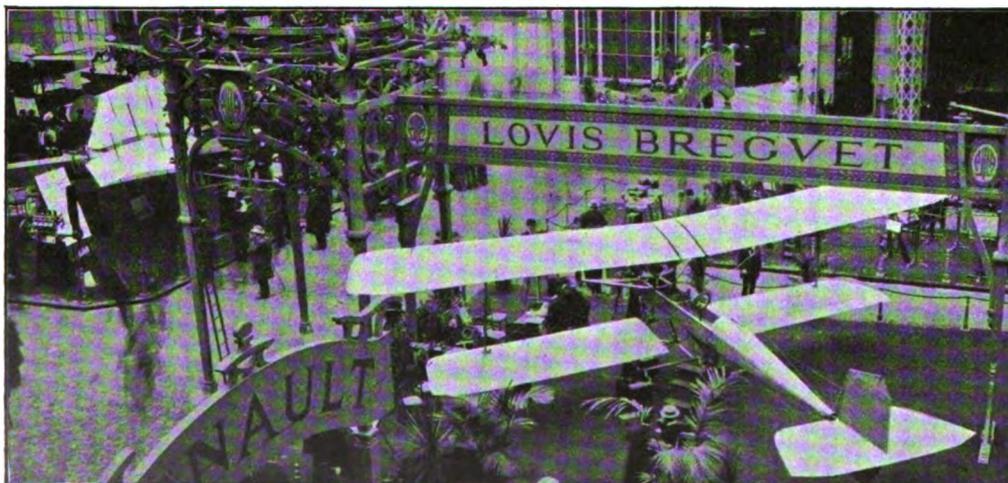


Fig. 9. Doppeldecker von Bréguet mit 60 PS Renault-Motor und langsam laufender Schraube.



Fig. 10. Tabuteau auf Maurice Farman vor seinem 6-Stundenflug. S Windschutz für den Führer, R Benzinbehälter.

Um den Motor der Kühlwirkung der wehenden Luft nicht zu berauben, ist derselbe öfter vor das abgeschlossene Boot gesetzt. Ein häufiger angewendetes Mittel, die hemmende Komponente des tragenden Luftwiderstandes nur so groß zu machen als jeweilig nötig, besteht darin, entweder die Flächen in sich so elastisch zu machen, daß sich die Flächenwölbung je nach der Geschwindigkeit und dem gerade zu befördernden Gewicht ändert, oder die an sich starren Flächen um eine Achse derart federnd spielen zu lassen, daß sich der Anstellwinkel je nach der Geschwindigkeit und Last ändert.

(Fortsetzung folgt.)

Sportliche Nachrichten.

Überlandflug Bork-Johannisthal.

Am 30. Oktober fand der vom Verein Deutscher Flugtechniker veranstaltete Überlandflug vom Flugplatz »Mars« bei Bork nach dem Flugplatz Johannisthal statt. Über die durch Signalstangen markierte Flugstrecke ist in Heft 14 an Hand einer Karte berichtet worden. Die Entfernung betrug 65 km, da die Flugstrecke über Trebbin, wo um die Wegmarke ein Kreis geflogen werden mußte, einen Bogen macht, um das Überfliegen größerer Orte zu vermeiden. Das Wetter war günstig, der Start erfolgte daher schon um 2 Uhr. Von den drei gestarteten Flugzeugen erreichte Wiencziers auf Blériot als erster in 41 Min. 10 Sek. das Ziel. Grade in 53 Min. 40 Sek. und Thelen auf Wright in 56 Min. 15 Sek. Die durch eine Sammlung unter den Mitgliedern und Freunden des Vereins aufgebrauchten Preise waren 2500 M., 1500 M. und 1000 M. Der Besuch am Start und Ziel war sehr gut, überhaupt war die Veranstaltung in jeder Beziehung gut vorbereitet und gelungen.

Weltrekord im Dauerflug.

Am 28. Oktober hat der französische Flieger Tabuteau auf einem Farman-Zweidecker, der von einem Renault-Motor angetrieben wird, den bisher von Olieslaegers gehaltenen Rekord im Dauerflug und in der längsten Flugstrecke ganz wesentlich übertroffen. Er flog auf dem Flugfelde von Étampes von 8 Uhr 45 Min. morgens bis 2 Uhr 46 Min., also 6 Std. 1 Min. und legte 465,720 km zurück, während Olieslaegers auf einem Blériot-Eindecker in Mourmelon le Grand rd. 392 km in 5 Std. 3 Min. erreicht hatte. Tabuteau brauchte für 400 km 5 Std. 38 Min. und erzielte in genau 6 Std. 464,7 km. Die Geschwindigkeit seines Flugzeuges stieg von 75 km pro Std. zu Beginn der Fahrt auf 83 km pro Std. gegen Schluß. Der neue achtzylindrige Renault-Motor mit Luftkühlung verbrauchte insgesamt 190 l Benzin und 20 l Öl.

Euler stellte am 25. Oktober in Darmstadt einen neuen deutschen Dauer-Rekord mit 3 Std. 6 Min. 18 Sek. auf.

Auch Johnstone soll einen Weltrekord im Höhenflug aufgestellt haben. Er soll auf dem Flugfelde Belmont Park bei New-York mit einem Wright-Zweidecker auf 2823 m gekommen sein, während Wynmalen auf Farman bisher die größte Höhe von 2800 m erreicht hatte. Die Zahl bedarf indessen noch der Bestätigung.

Überlandflug Paris—Brüssel.

Mathieu flog auf Farman-Zweidecker mit einem Passagier am 28. Oktober von Issy-les-Moulineaux bei Paris nach dem Flugfelde Etterbeck bei Brüssel mit einer Zwischenlandung bei Bruine-le-Compte (Hennegau-Belgien), weil er in der Dunkelheit sich nicht orientieren konnte. Am Morgen des 29. Oktober erreichte Mathieu sein Ziel und flog am selben Tage zurück. Vor Mathieu hat am 16. und 17. Oktober Wynmalen ebenfalls auf Farman die gleiche Strecke hin und zurück in einer Flugzeit von 13 Std. 12 Min., mit den Pausen in 28½ Std. zurückgelegt. Die Entfernung hin und zurück beträgt ca. 700 km.

Das Gordon-Bennett der Lüfte für Flugmaschinen.

Während der Flugwoche von Belmont-Park bei New-York, die vom 23. bis 30. Oktober dauerte, wurde auch das Internationale Gordon-Bennett-Fliegen abgehalten. Sieger ist der Engländer Graham White auf Blériot-Eindecker mit 100 PS Gnôme-Motor. Er brauchte für 100 km 1 Std. 1 Min. 4,7 Sek. Zweiter wurde der Amerikaner Moissant, ebenfalls auf Blériot mit 100 PS Gnôme. Es beteiligten sich außerdem noch Leblanc (Blériot) und Latham (Antoinette 100 PS) für Frankreich, Brookins (Wright 50 PS) und Hamilton (Hamilton-Zweidecker 110 PS) für Amerika, Ogilvie (Blériot) für England. Die Flugwoche wurde mit einem Flug nach der Freiheitsstatue im Hafen von New-York geschlossen. An diesem Fluge beteiligten sich de Lesseps, Moissants und Graham White, alle auf Blériot. Erster wurde Moissant mit 50 PS Blériot in 34 Min. 38,2 Sek.

Militärluftschiffahrt.

Ankauf von Flugzeugen durch die deutsche Heeresverwaltung.

Nach den günstig verlaufenen Überlandflügen von Johannisthal nach dem Döberitzer Feld und vom Döberitzer Feld aus, die unter Aufsicht der Militärbehörde von Jeannin auf Aviatik, Illner auf Etrich¹⁾, Brunhuber auf Albatros und Thelen auf Wright mit Offizieren als Begleiter ausgeführt worden sind, hat die Heeresverwaltung vorläufig fünf Flugzeuge bestellt, und zwar je einen Farman- und Sommer-Zweidecker bei den Albatroswerken, einen Aviatik-Zweidecker in Mülhausen und einen Etrich-Eindecker bei E. Rumpler, Berlin. Genügend viel Offiziere, um die jetzt bestellten Drachenflieger zu steuern, sind bereits als Flugzeugführer ausgebildet. Von den deutschen Eindeckern sind die von Dorner und von Grade soweit ausgebildet, daß sie für den Heeresdienst in absehbarer Zeit herangezogen werden dürften. Der Grade-Motor hat bei den letzten Flügen auf dem Flugfelde und über Land bereits mehrfach Dauerleistungen von ungefähr 1 Stunde ausgehalten. Dorner hat sich entschlossen, bis zur weiteren Vervollkommnung seines eigenen Motors einen bewährten fremden Motor zu benutzen.

Patentschau.

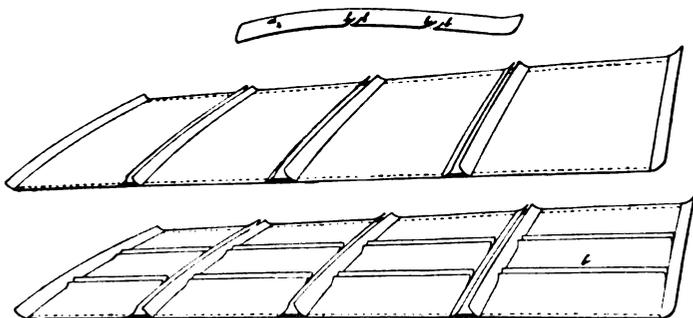
Patent-Erteilungen. Klasse 77 h.

222 674. Drachenflieger mit verwindbarer Tragfläche. Robert Esnault-Pelterie, Billancourt (Frankreich). — Für die zur Wiederherstellung gestörten seitlichen Gleichgewichtes be-

¹⁾ Der Etrich-Eindecker hat 14 m Kläflügel, 10 m Länge und 32 qm Tragfläche. Er ist mit einem Motor der Österreichischen Daimlerwerke versehen, wird aber in Zukunft mit dem 8 zylindrigen Rumpler-Motor ausgerüstet.

kanntermaßen gebräuchliche Verwindung der Tragflächen schlägt Esnault Pelterie vor, ohne Verbiegung der die Tragflächen begrenzenden vorderen und hinteren Stangen diese in einen Winkel zueinander einzustellen. Zu diesem Zweck wird die vordere Stange a_1 gelenkig auf zwei Armen c_1 und c_2 befestigt, die auf den Achsen d_1 bzw. d_2 aufgekeilt sind und nach oben hin konvergieren, während die hintere Stange b_1 in gleicher Weise aber auf nach oben hin divergierenden Armen m_1 und m_2 befestigt ist. Die Achsen d_1 und d_2 lagern in e_1 und e_2 auf den Hauptträgern f_1 und f_2 des Flugmaschinenkörpers. Mit der einen Achse d_2 steht ein Hebel l_1 über k_1, j_1, i_1, h_1 so in Verbindung, daß ein Ausschlagen z. B. nach rechts (vgl. den Pfeil am Hebel l_1) eine Linksdrehung der Achsen d_2 und d_1 und damit eine Aufwärtsbewegung der rechten hinteren und linken vorderen Tragstangenenden und ein Senken der anderen beiden Enden in die strichpunktiert dargestellte Lage eintritt. Diese Verwindung wäre erforderlich, wenn der Flugapparat sich rechts gehoben hätte. Es wird dann durch eine Hebelbewegung nach der hochklappenden Seite hin nicht nur der Flugwinkel und hiermit der Auftrieb auf dieser Seite verkleinert, auf der anderen vergrößert, sondern auch die wirksame Oberfläche der gehobenen Tragflächenhälfte zugunsten der anderen verringert. (Siehe Tafel XIII, Flugapparate, Heft 14, Fig. 13.)

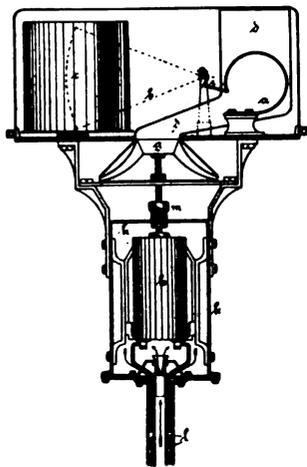
220752. Tragfläche für Flugmaschinen u. dgl. Dr. Walter Lobach, Charlottenburg. — Lobach will dadurch bei Flugmaschinen u. dgl. einen stabileren Flug erzielen, daß er die Tragflächen aus einzelnen nebeneinanderliegenden Flächen mit aufgebogenen Kanten zusammensetzt, so daß die unmittelbar unter den Flächen einen höheren Druck aufweisende Luft durch Schlitze zwischen den einzelnen Flächen-



Zu Nr. 220752.

teilen hindurchstreicht. Diese Schlitze sollen in erster Linie in der Flugrichtung liegen; aber auch senkrecht hierzu sind sie vorgesehen und dann aus schräg nach hinten verlaufenden Kanten (b) gebildet. Die Längsschlitze a_2 sind in stetiger Krümmung dachförmig aufgebogen und sollen bei Windsböen federnd nachgeben.

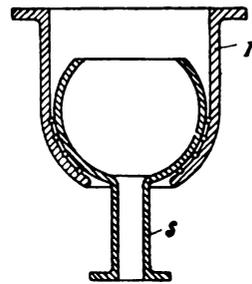
222867. Vorrichtung zur dauernden Messung der Gastemperatur in Ballons oder Luftschiffen. W. Sedlbauer, München. — Zwei Ausführungsformen sind unter Schutz gestellt; bei beiden wird der zu messende Traggasstrom an einem Thermometer vorbeigeleitet. Wesentlich die Ausbildung des Ventilator-



Zu Nr. 222867.

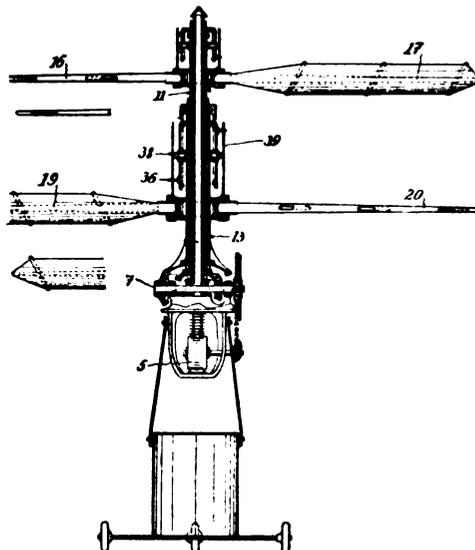
2. wird als Ventilatormotor ein kleines Peltonrad vorgeschlagen, das von Kohlendioxid, Blaugas oder Wasserstoff getrieben werden soll. Der Ventilator saugt das Traggas durch das aus zwei Nickelstahlstangen in Verbindung mit einem Neusilberrohr bestehende Thermometer an. Die Angaben der im Innern des Ballons aufgehängten Vorrichtung sollen durch Fernübertragung dem Führer übermittelt werden.

223586. Drachenflieger. Wiese, Hamburg. — Unter der Tragfläche ist eine Gondel pendelnd aufgehängt an einem Gelenk r, s , das so ausgebildet ist, daß die Schraube und Motor verbindende biegsame Antriebswelle hindurchgeführt werden kann.



Zu Nr. 223586.

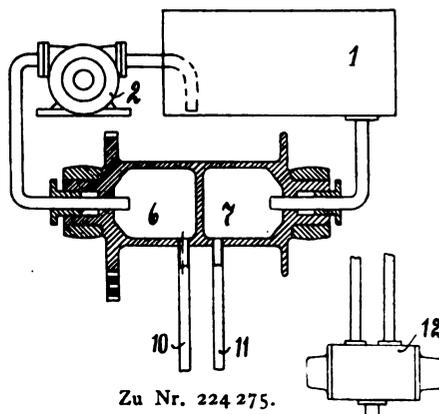
223633. Flugmaschine mit zwei um eine zur Gondel unter beliebigem Neigungswinkel einstellbare Achse sich entgegengesetzt drehenden Flügelpaaren. Heinrich Riedel, Charlottenburg. — Es handelt sich hier um einen Schraubenflieger mit Wendeflügeln. Es sind zwei Flügelpaare $16, 17$ bzw. $19, 20$ an konzentrischen Hohlwellen 11 und 13 angeordnet, welche letztere vom Motor 5 über Ketten- und Kegelradvorgelege in gegenläufige Umdrehung versetzt werden. An den Flügeln befestigte Hebelarme $38, 39$ usw. erhalten von den rotierenden Zapfen 36 usw. eine schwingende Bewegung und bewirken so, daß die Flügel auf dem



Zu Nr. 223633.

Rückwärtsgang als Ruderflächen Vortrieb, auf dem Vorwärtsgang als Schraubenflächen Auftrieb erzeugen. Die Antriebsvorrichtung ist durch Drehung um die Achse 7 in Schräglage zur Gondel einstellbar.

223552. Luftschaube mit unstarren Flügeln, Zus. z. Pat. 214228. Degn, Bremen. — Die Versteifung der Stoffflügelkanten wird statt mit dünnen Blechen nach dem Hauptpatent durch Nadeln bewirkt, um die zwischen jenen Blechen besonders stark auftretenden Beanspruchungen des Stoffes, die zu frühzeitigem Verschleiß führen können, zu vermeiden.



Zu Nr. 224275.

224275. Einrichtung an Luftschiffen, um Wasser und andere Flüssigkeiten von größeren Höhen aus entnehmen zu können. A. Sadger, Berlin. — Eine von der Antriebsmaschine getriebene, in der Gondel aufgestellte Pumpe 2 arbeitet auf einen mit einer Förderpumpe gekuppelten hydraulischen Motor. Dieser Maschinensatz 12 hängt dicht über dem Wasserspiegel an Schläuchen 10 und 11 , die mit dem Innern ihrer Windtrommeln kommunizieren. Die eine Hälfte 6 der Trommel steht mit der Pumpe 2 , die andere 7 mit dem Wasserbehälter 1 in Verbindung.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. FRITZ HUTH
E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. VON PARSEVAL
DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
A. WAGENER
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

26. November 1910.

Heft 22.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Über die Konturen der Tragflächen der Drachenflieger. Von Dr. N. Joukowsky. S. 281.
Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie. Von Dr. Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.) S. 284.

Ausstellungsberichte. S. 287.
Neue Flugzeuge unter Berücksichtigung des „Salon d'Aeronautique“ in Paris. Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner, Paris und Ansbert Vorreiter. S. 289. (Mit Tafel XVII.)
Patentschau. S. 292.

Über die Konturen der Tragflächen der Drachenflieger.

Von Dr. N. Joukowsky, Professor an der Universität und Technischen Hochschule Moskau.

§ 1. Im Jahre 1902 fand Dr. W. M. Kutta¹⁾ die Strömungsfunktion für die zweidimensionale Bewegung der wirbellosen Flüssigkeit, welche den Kreisbogen *ABC* (Fig. 1) umfließt und im Unendlichen die parallel zur Sehne des Bogens gerichtete Geschwindigkeit *V* hat. Er

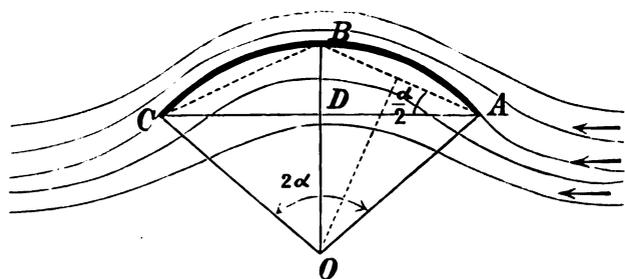


Fig. 1.

hat gefunden, daß ein solcher Strom die Druckkraft *P* entwickelt, welche in der Mittelsenkrechten *OB* in der Richtung von *O* nach *B* wirkt und deren Größe durch folgende Formel ausgedrückt wird:

$$P = 4 \pi a \sin^2 \frac{\alpha}{2} \rho V^2; \quad \dots \quad (1)$$

hierin bedeutet *a* den Radius des Kreisbogens, 2α ist der dem Bogen *ABC* = *f* entsprechende Winkel und ρ die Dichte der Flüssigkeit.

In diesem Jahre teilte Dr. S. Tschapligin in der Moskauer Mathematischen Gesellschaft¹⁾ einen Weg zur Bestimmung der wirbellosen zweidimensionalen Ströme mit, welche Konturen gewisser Art umfließen, unter welchen er auch den Fall von Kutta erhält. Prof. Tschapligin beweist, daß es keinen ununterbrochenen wirbellosen Strom gibt, welcher den Kreisbogen umfließt und in der Unendlichkeit unter gewissem Winkel β gegen die Sehne des Bogens gerichtet ist. Um einen solchen Strom zu erhalten, muß man annehmen, daß im vorderen Teile des Bogens eine Verdickung vorhanden ist, welche

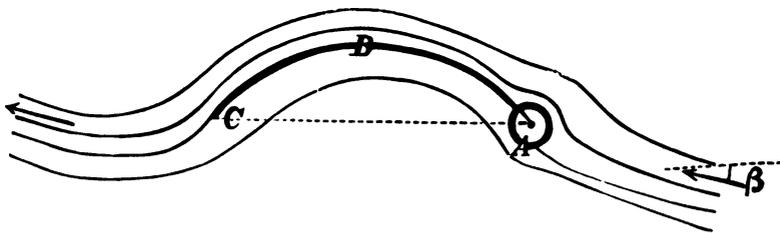


Fig. 2.

erlaubt, den Punkt mit der Geschwindigkeit Null, den wir den kritischen Punkt nennen, auf der Kontur so einzustellen, daß die Geschwindigkeit in keinem Punkte der Kontur unendlich groß wird. Er setzt voraus, daß am vorderen Ende *A* des Bogens ein kleines aus dem Zentrum *A* beschriebenes Kreischen vom Radius *r* angebracht ist, und beweist, daß in diesem Falle die Druckkraft des Stromes zur Geschwindigkeit des Stromes senkrecht steht und die Größe

¹⁾ Illustrierte Aeronautische Mitteilungen 1902, S. 133.

¹⁾ Moskauer Mathematische Sammlung 1910, Bd. 28.

$$P = 4 \pi a \sin \frac{\alpha}{2} \sin \left(\frac{\alpha}{2} + \beta \right) \rho V^2 \dots (2)$$

hat.

Im Jahre 1907 erschien die erste Ausgabe der Aerodynamik von Lanchester¹⁾, in welcher der Verfasser die peripteroide Bewegung betrachtet, welche Bewegung einen wirbellosen Strom der Flüssigkeit vorstellt, die die geschlossene Kontur mit einer von Null verschiedenen Zirkulation umfließt. Wir erinnern, daß man unter dem Namen der Zirkulation der Geschwindigkeit die Größe des Integrals

$$J = \int v \cos \theta ds \dots (3)$$

versteht, welches auf der geschlossenen Kontur gewonnen wird, wobei v die Geschwindigkeit der Flüssigkeitsteilchen und θ der Winkel zwischen der Geschwindigkeit und dem Elemente der Kontur ds ist. Der Verfasser gibt die Zeichnungen der Stromlinien für die Ströme, die die geraden und elliptischen Konturen umfließen, wobei zu bemerken ist, daß an den Enden der geraden Konturen sich unendlich große Geschwindigkeit ergibt (Fig. 71, 72, 73). Lanchesters Verdienst ist es, die Erklärung des Überganges von den unendlich langen Platten, welche den von der Flüssigkeit erfüllten Raum mehrfach zusammenhängend machen, zu den endlichen Platten im einfach zusammenhängenden Raume gegeben zu haben. Seine Idee von den Wirbelfäden, welche von den Enden der Platte ablaufen, wurde von Prof. Finsterwalder in dieser Zeitschrift²⁾ ausführlich erläutert.

In bezug auf die Größe und Richtung der Druckkraft auf den Körper bei der peripteroiden Bewegung beachtet Lanchester diese Frage nicht.

Im Jahre 1906 habe ich einen Aufsatz »Über die zuge teilten Wirbel«³⁾ veröffentlicht, in welchem ich folgendes allgemeines Theorem bewiese: Die Druckkraft des wirbellosen Stromes der Geschwindigkeit V , welcher Strom die Kontur mit der Zirkulation J umfließt, wird durch folgende Formel ausgedrückt:

$$P = \rho J V; \dots (4)$$

Die Richtung dieser Kraft wird gefunden, wenn wir den Vektor V , entgegengesetzt der durch die Zirkulation gegebenen Umlaufrichtung, um einen rechten Winkel drehen.

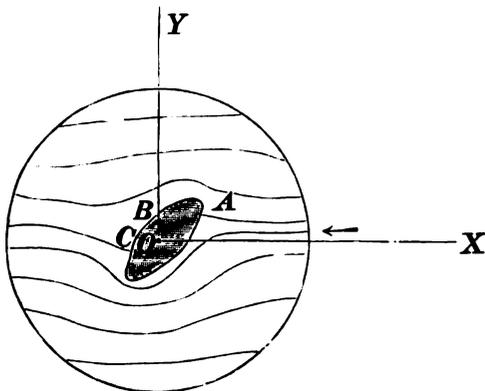


Fig. 3.

§ 2. Ich gebe hier den Beweis des eben erwähnten Theorems. Nehmen wir an (Fig. 3), daß die Kontur

¹⁾ Lanchester, Aerodynamics. Second Edition. London 1909. Chapitre IV.

²⁾ 1910. S. 6.

³⁾ Arbeiten der Physikalischen Sektion der Kaiserlichen Gesellschaft der Freunde der Naturkunde und Ethnologie Bd. 13, Lief. 2.

ABC von einem wirbellosen Strom umflossen wird, welcher im Unendlichen die Geschwindigkeit V hat und nach der Achse OX gerichtet ist. Stellen wir das Geschwindigkeitspotential in folgender Form

$$q = -V \cdot x + f$$

dar, wo die Funktion f der Gleichung von Laplace $\Delta f = 0$ genügt und auf

einem Kreise vom unendlich großen Radius R $\frac{\partial f}{\partial x} = \frac{\partial f}{\partial y} = 0$ ergibt, wobei die Ordnung dieser unendlich kleinen Größen $\frac{1}{R}$ ist.

Wir wenden auf die Masse der Flüssigkeit, welche von der Kontur ABC und dem Kreise vom Radius R begrenzt ist, das Theorem von der Bewegung des Schwerpunktes, an:

$$\begin{aligned} -X + \int p \cos \alpha ds + \rho \int \left(-V + \frac{\partial f}{\partial x} \right) \left[\left(-V + \frac{\partial f}{\partial x} \right) \cos \alpha + \frac{\partial f}{\partial y} \cos \beta \right] ds &= 0, \\ -Y + \int p \cos \beta ds + \rho \int \frac{\partial f}{\partial y} \left[\left(-V + \frac{\partial f}{\partial x} \right) \cos \alpha + \frac{\partial f}{\partial x} \cos \beta \right] ds &= 0. \end{aligned}$$

Die Integration erstreckt sich auf den Kreis vom Radius R ; X und Y bedeuten dabei die Komponenten der Kraft des Stromes auf den Körper, α und β die Winkel der inneren Normale des Kreises mit den Koordinatenachsen, endlich p den hydrodynamischen Druck, welcher nach folgender Formel bestimmt wird:

$$p = \text{const} - \frac{\rho}{2} \left[\left(-V + \frac{\partial f}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial y} \right)^2 \right].$$

Wenn wir diesen Wert oben einsetzen und unter dem Integral die Glieder von der Ordnung $\frac{1}{R^2}$ streichen, finden wir:

$$\begin{aligned} X &= \rho V \int \frac{\partial f}{\partial x} \cos \alpha ds - \rho V \int \frac{\partial f}{\partial x} \cos \alpha ds \\ &\quad - \rho V \int \left[\left(-V + \frac{\partial f}{\partial x} \right) \cos \alpha + \frac{\partial f}{\partial y} \cos \beta \right] ds = 0, \\ Y &= \rho V \int \frac{\partial f}{\partial x} \cos \beta ds - \rho V \int \frac{\partial f}{\partial y} \cos \alpha ds \\ &= V \rho \int - \left(\frac{\partial f}{\partial y} \cos \alpha + \frac{\partial f}{\partial x} \cos \beta \right) ds. \end{aligned}$$

Es ist leicht zu sehen, daß das Integral in der letzten Formel die dem Uhrzeiger entgegengesetzte Zirkulation J der Geschwindigkeit auf dem Kreise vom Radius R darstellt. Diese Zirkulation ist der Zirkulation J der beliebigen Kontur, welche den Körper ABC begrenzt, gleich. Wir bekommen:

$$X = 0, Y = \rho J V \dots (5)$$

Auf diese Weise ist das Gewünschte bewiesen.

§ 3. Dieses Theorem war früher in etwas anderer Form von Prof. Kutta in seiner nicht gedruckten Habilitationsschrift vom Jahre 1902, welche Herrn Prof. Finsterwalder vorgelegt war, erhalten worden. Am Anfang des Jahres 1910 vollendete Prof. Kutta seine Untersuchungen und veröffentlichte sie¹⁾, wobei er auch

¹⁾ „Über eine mit den Grundlagen des Flugproblems in Beziehung stehende zweidimensionale Strömung“. Sitzungsberichte der Königlich Bayerischen Akademie der Wissenschaften. Mathematisch-physikalische Klasse, Jahrgang 1910, 2. Abhandlung.

die Formel (2), welche von Prof. S. A. Tschapligin gefunden wurde, erhielt. Allerdings erhält Prof. Kutta dadurch, daß er einen Flüssigkeitsstrom betrachtet, welcher den Kreisbogen ohne Abrundung auf der Vorderkante umfließt, auf dieser Kante eine unendlich große Geschwindigkeit. Prof. Kutta nimmt an, daß durch die Wirkung der Reibung die Flüssigkeitsteilchen an der Vorderkante die große Geschwindigkeit verlieren werden, wobei die Geschwindigkeiten in anderen Punkten der Platte ungefähr ungeändert bleiben werden. Infolgedessen muß man, nach seiner Ansicht, von der Kraft P der gegebenen Formel (2), welche nach der Formel (4) erhalten wird und zum Strom senkrecht gerichtet ist, die Saugkraft T der Vorderkante in Abzug bringen, welche durch die Formel

$$T = 4 \pi \rho V^2 a \sin \frac{\alpha}{2} \cos^3 \frac{\alpha}{2} \sin^2 \beta \dots (6)$$

dargestellt wird und nach der Tangente am vorderen Ende des Bogens dem Strom entgegengesetzt gerichtet ist; dies kommt auf dasselbe heraus, als wenn man diese Kraft T nach der Tangente in der Stromrichtung hinzufügt. Als Grenzfall des Kreisbogens bei $\alpha = 0$ und $a = \infty$, erhält Dr. Kutta die Formeln der Widerstandskraft für ebene Platten mit gespitzten Enden.

In meiner Arbeit, die die geometrischen Untersuchungen des Kuttaschen Problems enthält,¹⁾ habe ich zwei Konturen von flügelartiger Form gefunden, welche ein Umfließen mit endlicher Geschwindigkeit ergeben. Die Beschreibung der Konstruktion dieser Konturen und die experimentielle Untersuchung der ihnen entsprechenden Widerstandskräfte der Flüssigkeit stellt den Inhalt dieser Arbeit dar.

§ 4. Die erste Kontur wird mit Hilfe von drei Parametern: dem Winkel 2α und Radien a und b , kon-

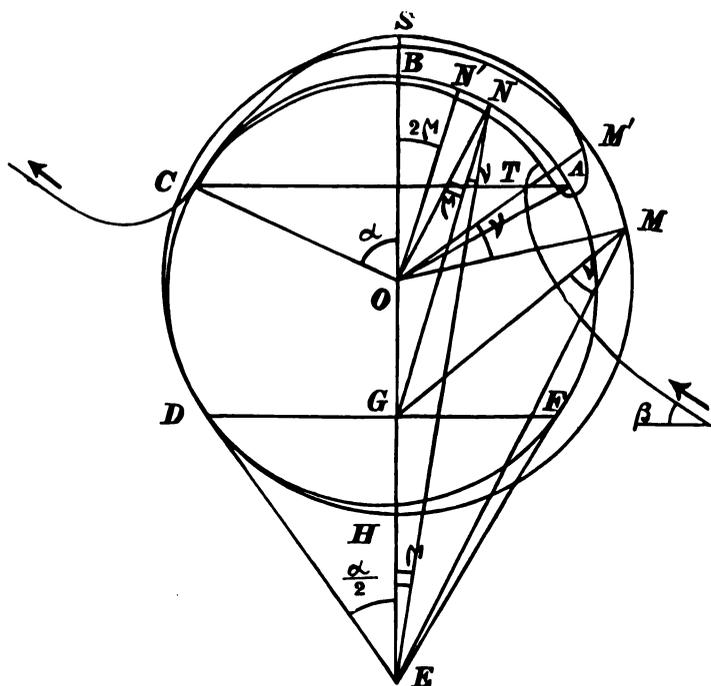


Fig. 4.

struiert, wobei b ein wenig größer als a genommen wird. Aus dem Punkt O (Fig. 4) zeichnet man einen Kreis

¹⁾ Der theoretische Teil meiner Arbeit wird in Arbeiten der Physikalischen Sektion der Kaiserlichen Gesellschaft der Freunde der Naturkunde, Bd. 15, Lief. 1, unter dem Titel »Geometrische Untersuchungen der Kuttaschen Strömungen« erscheinen.

mit dem Radius a , an diesen Kreis legt man zwei Tangenten EF und ED , welche untereinander den Winkel α bilden. Dann zeichnet man einen anderen Kreis mit dem Radius b , welcher die Tangente DE im Punkte D berührt. Dieser Kreis wird mit Hilfe folgender konformen Abbildung in die gewünschte Kontur $TM'SC$ verwandelt. Jeder Punkt M des Kreises vom Radius b werde durch einen Punkt M' ersetzt, dessen Radiusvektor $OM' = r'$ und dessen Polarwinkel $M'O B = \gamma'$ mit dem Radiusvektor $OM = r$ und dem Polarwinkel $MO B = \gamma$ durch folgende Formeln zusammenhängt:

$$\left. \begin{aligned} r' &= r \frac{g}{a} \frac{r_2}{r_1} \\ \gamma' &= \gamma - \nu \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (7)$$

Die Größen $g = OG$, $r_2 = ME$, $r_1 = MG$ und $\nu = \sphericalangle EMG$ sind aus Fig. 4 zu erkennen.

Wenn wir unseren Kreis vom Radius a dieser Abbildung unterwerfen, so erhalten wir nur den Bogen ABC von diesem Kreis.

Wir ersehen daraus, daß sich für den Punkt N des Kreises wegen $OE \cdot OG = a^2$ die Dreieckähnlichkeit

$$\triangle ENO \sim \triangle GNO$$

ergibt, aus welcher

$$\frac{NE}{NG} = \frac{a}{g}, \quad \sphericalangle ONG = \sphericalangle NEO = \mu$$

folgt.

Die Formel (7) erhält für den Punkt N' die Form:

$$\left. \begin{aligned} r' &= a \\ \gamma' &= u + \nu + \mu - \nu = 2\mu \end{aligned} \right\}$$

Verschiebt man den Punkt N auf dem Kreise vom Radius a von B bis H , so wird der Winkel γ' zuerst von O bis α anwachsen und dann wieder von α bis Null abnehmen. Der Punkt N' wird also auf dem Bogen BA vorwärts und zurück gehen.

Der Bogen ABC liegt im Innern der betrachteten Kontur $TM'SC$ und dient ihr gewissermaßen als Basis. Wenn b sehr nahe gleich a ist, geht die Kontur in diesen Bogen über. Für die Auftriebskraft P des Stromes, dessen Richtung mit der Sehne AC den Winkel β bildet, wird durch die Theorie die folgende Formel erhalten:

$$P = 4 \pi b \sin \frac{\alpha}{2} \sin \left(\frac{\alpha}{2} + \beta \right) \rho V^2 \dots (8)$$

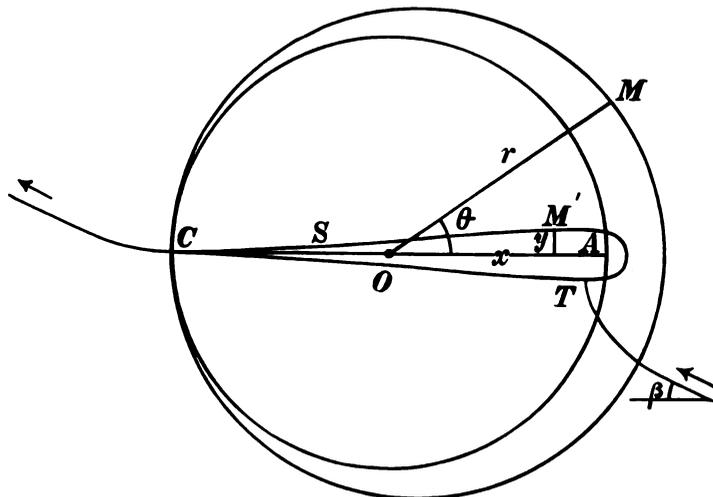


Fig. 5.

§ 5. Die zweite Kontur, welche als Basis eine Gerade hat, wird mit Hilfe von zwei Parametern a und b konstruiert. Man zeichnet (Fig. 5) den Kreis vom

Radius a und einen anderen, ihn berührenden Kreis vom Radius b . Man ersetzt jeden Punkt M des zweiten Kreises mit den Polarkoordinaten r und θ durch den Punkt M' der gesuchten Kontur mit den rechtwinkligen Koordinaten x und y , welche aus den Formeln:

$$\left. \begin{aligned} x &= \frac{1}{2} \left(r + \frac{a^2}{r} \right) \cos \theta \\ y &= \frac{1}{2} \left(r - \frac{a^2}{r} \right) \sin \theta \end{aligned} \right\} \dots (9).$$

bestimmt werden.

Wir erhalten die Kontur $TM'SC$ mit der Spitze im Punkte C . Wenn wir der erwähnten konformen Abbildung den Kreis vom Radius b unterwerfen, so erhalten wir das Geradenstück $CA = 2a$, welches ganz im Innern der Kontur $TM'SC$ liegt und im Punkte C die Kontur berührt. Dieses Geradenstück von der Länge $2a$ dient als Basis der betrachteten Kontur. Für die theoretische Auftriebskraft des betrachteten Stromes ergibt sich die Formel:

$$P = 2 \pi \rho b \sin \beta V^2 \dots (10).$$

§ 6. In der erwähnten neuen Arbeit von Professor Kutta vergleicht der Verfasser seine Formeln (2) und (6) mit den Beobachtungen von Otto Liliental über die gewölbte Platte, welche die Wölbung $\frac{1}{12}$ hat, und erhält für β , welches sich zwischen -9° und 19° verändert, ziemlich gute Übereinstimmung mit diesen Beobachtungen.

Wenn wir annähernd (Fig. 1) die Bogenlänge $ABC = f$ durch die Formel:

$$f = 2CB = 4a \sin \frac{\alpha}{2}$$

ausdrücken, so nimmt die Formel (2) folgende Form an:

$$P = \pi \rho f \sin \left(\frac{\alpha}{2} + \beta \right) \dots (11).$$

Der Koeffizient der Auftriebskraft wird

$$K = \pi \rho \dots (12)$$

sein. Dieser Koeffizient hat einen etwas größeren Wert, als den, welcher bei den Experimenten erhalten wird.

Wenn wir annähernd $\rho = \frac{1}{8}$ annehmen, was der Temperatur 20° und dem Drucke von 760 mm entspricht, so bekommen wir:

$$K = 0,39,$$

während Soreau¹⁾ aus den Versuchen von Liliental ermittelt

$$K = 0,33.$$

Was aber den ergänzenden Winkel $\frac{\alpha}{2}$ anbelangt, so wird er, wie wir es auf der Figur 1 sehen, mit Hilfe der Wölbung ε des betrachteten Bogens durch die Formel

$$\operatorname{tg} \frac{\alpha}{2} = 2\varepsilon$$

annähernd bestimmt. Im Falle $\varepsilon = \frac{1}{12}$ haben wir:

$$\frac{\alpha}{2} = 9^\circ 28'.$$

Bei derselben Wölbung berechnet Soreau den negativen Neigungswinkel der Sehne zum Winde, bei

¹⁾ L'état actuel et avenir de l'aviation. Paris 1908. Pag. 25.

welchem Winkel die zum Strome senkrecht gerichtete Kraft gleich Null ist, zu $-8^\circ 45'$.

Im weiteren werden meine Beobachtungen über die Auftriebskräfte der Modelle, welche den auf Fig. 4 und 5 dargestellten Konturen entsprechen, im Vergleich mit den Auftriebskräften der zugeschärften, gewölbten und ebenen Platten, die ihnen zur Basis dienen, auseinandergesetzt werden.

Die Versuchsanlage für Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung aus Heft 16.)

Aus dem in Nr. 12 vorangeschickten Überblick und den theoretischen Vorerörterungen in Nr. 14 und 16 erhellt, daß man zu planmäßiger Untersuchung der für gute Schraubenwirkung maßgebenden Elemente nicht mit fertigen, der geometrischen Form nach also komplizierten Schrauben irgendeiner Art beginnen konnte.

Den Ausgangspunkt bildet vielmehr das Flügelquerschnittselement, die Profilform, woraus sich alles Weitere zusammensetzt, über die wir aber theoretisch noch fast gar nichts wissen.

Wir nehmen Flügelstücke genügender Länge, um den Einfluß der Ränder klein zu halten (etwa 1 m), lassen das Profil und ebenso auch den Angriffswinkel über diese radiale Länge unveränderlich, haben also nicht verwundene, sondern »gerade« (zylindrische) Versuchsflügel. Die radial konstante Breite nehmen wir klein, ähnlich den gebräuchlichen Treibschrauben, höchstens bis etwa $B = R/2$.

Die verschiedenen Profile werden nun mit ausgiebiger Variation des Angriffswinkels (α , bezogen auf die Wölbungssehne) untersucht, um sie in ihren wirksamsten Stellungen zu vergleichen. So ist die Durchnahme der zahlreichen Profilvariationen (vgl. Nr. 12) eine immerhin übersehbare Arbeit. (Mit verwundenen Flügeln brauchte man zu jedem Profil eine ganze Schar von Versuchskörpern.)

Nach den Ergebnissen wird man wohl bald eine Reihe von Formen als entschieden ungünstig ausscheiden können. Bei anderen Breiten B werden sich die Leistungsverhältnisse aber wieder verschieben; und da auch die Bewertungsgesichtspunkte verschieden sind, werden immer noch mehrere Gruppen von Formen übrigbleiben. Diese sind nun mit variierten Breiten (bei gleichem R) von neuem durchzunehmen. Dann erst wären, bei ganz systematischem Gange, die günstigsten Formen auf den Einfluß der Flügelverdrehung zu untersuchen, und auf Grundlage der günstigsten Profile, Breiten und Verdrehungen wäre schließlich zu richtigen Schrauben überzugehen mit nach außen an Dicke verjüngten und abgerundeten Flügeln, also radial veränderlichen Profilen.

Damit dürfte der rationellste systematische Versuchsgang vorgezeichnet sein, soweit es sich um schmale Flügelformen handelt.

Dem begreiflichen Wunsch, womöglich Abkürzungen zu finden, sind wir gefolgt, ehe wir noch den Plan in dieser Vollständigkeit aufgestellt hatten. Wir haben an wichtigen Punkten Versuche vorweggenommen, um über die Größe der in Frage kommenden Unterschiede und über die technische Durchführung der Versuche einen Überblick zu gewinnen. Wir haben bei einigen Profilen

schon mit der Breite gewechselt, womit zugleich bessere Ausnutzung des Versuchsmaterials möglich wurde; ein Gesichtspunkt, der bei den beträchtlichen Kosten der Versuchsobjekte das systematische Vorgehen oft unliebsam durchkreuzt.

Ferner haben wir mit einigen Versuchsreihen über den Einfluß der Flügelverdrehungen vorgegriffen, ein Punkt, in dem der Versuchsplan besonders auf technische Durchführbarkeit Bedacht nehmen muß. Denn, da man sich nicht von vornherein auf die reine Schraubenform beschränken kann, sind mit verwundenen Flügeln in jedem Falle Doppelreihen von Versuchen mit je einer Folge äußerer Stellungswinkel ($\alpha_{s,a}$) bei je einer Anzahl verschiedener Verdrehungswerte ($\alpha_{s,a} - \alpha_{s,i}$) erforderlich. Dazu scheint, um mit einer mäßigen Anzahl von Versuchsobjekten durchzukommen, zunächst die Benutzung verwindbarer Flügel ratsam, die sich auf viele Verdrehungsvariationen einstellen lassen. Mit einer größeren Untersuchungsreihe dieser Art, deren Ergebnisse wir nachher wiedergeben, wurde das Verfahren erprobt. Dagegen mußte die systematische Durchnahme der Profilvariationen zunächst mehr zurücktreten.

Die bisherigen Versuche erscheinen deshalb etwas unsystematisch. Die Ergebnisse werden erst, eingereiht in den sonstigen Gang, bündige Schlüsse erlauben. Ganz mechanisch nach vorgefaßtem Schema zu verfahren, wäre trotzdem wohl nicht das Richtige gewesen.

Es liegt im Wesen der Aufgabe, daß es ungemein schwer ist, klare Anhaltspunkte zu finden. Wir dürfen, bevor wir zur Besprechung der Versuchsergebnisse übergehen, noch daran erinnern, daß bei den Schiffsschrauben trotz einer durch viele Jahrzehnte fortgesetzten Entwicklung und trotz vieler theoretischer und experimenteller Forschungen noch recht wenig sichere, allgemein gültige Berechnungsgrundlagen gefunden sind. Von gewissen, enger begrenzten Anwendungen abgesehen, wo die Fülle des Erfahrungsmaterials reichliche Sicherheit geliefert hat, sieht man auch im Schiffbau, sobald neue Fragen auftauchen (Turbinenantrieb), und auch sonst in wichtigen Fällen, oft nur tastendes Probieren.

Hier ist ferner auf die besonderen Schwierigkeiten hinzuweisen, die bei den folgenden Versuchsergebnissen von selbst ins Auge fallen und die mit den verwickelten Strömungsvorgängen an den Schraubenflügeln zusammenhängen, in die uns der vorige Abschnitt einen Einblick gegeben hat. Die Gesetzmäßigkeiten, denen wir nachgehen, haben oft keinen regelmäßigen, sondern un stetigen Verlauf, der stellenweise gar nicht eindeutig bestimmbar ist, wo in der Nähe von Unstetigkeitspunkten labile, hin und her flackernde Zustände obwalten. Die entstehenden Unregelmäßigkeiten in den Versuchswerten bringen manche Verlegenheit, weil man zuerst Messungsfehler vermutet und zu Wiederholungen gezwungen wird.

Hier seien noch einige weitergehende Bemerkungen vorweggenommen.

Nächst den bisher allein behandelten schmalflügeligen Formen in zweiflügeliger Anordnung kämen zunächst Formen mit breiten Flügeln in Betracht, von denen man sich meist, und wohl mit Recht, wenig verspricht, obwohl gewisse Überlegungen und Versuche sie als Tragschrauben nicht ungünstig scheinen lassen. Bei größeren Breiten als etwa $B = \frac{R}{2}$ hätten gerade Flügel (radial konstantes B) keinen Sinn mehr. Man gelangt zu sektorförmigen Flügeln, wobei nun statt B der Zentriwinkel γ des Flügels als Veränderliche er-

scheint. Auch als Profile erscheinen wesentlich andere Typen. Verstellbarkeit der Flügel ist in bisheriger Weise nicht mehr weit durchführbar; man kann aber durch Ansetzen oder Fortnehmen sektorförmiger Lamellen mancherlei Formvariationen schaffen.

Konstruktiv scheinen außen durchlaufende Kränze — gewissermaßen bis zum Umfang erweiterte Naben — der Festigkeit und Leichtigkeit wegen vorteilhaft. Die Schrauben bilden nun ein festes Stück, das nicht einfach herzustellen und zu handhaben ist und in der Größe unserer bisherigen Schraubendurchmesser (3,6 m) schon bald an die Grenze des Bahntransportfähigen heranreicht. Es scheint daher entschieden ratsam, die Größe der Versuchskörper hierfür um ein Erhebliches unter das Maß herabzusetzen, das wir bislang beibehalten haben, um die Einheitlichkeit der Versuche nicht zu unterbrechen, und mit Rücksicht auf die gegebene Versuchsanlage, die eine wesentliche Verminderung der Größe nicht zuläßt. Bei der zweckmäßig scheinenden Verminderung auf etwa die Hälfte der jetzigen Größe werden z. B. die Axialdrucke um das $2^4 = 16$ fache kleiner, wodurch die Wägung zu unsicher würde. Man müßte mit erheblich höheren Drehzahlen arbeiten, wozu bei der schweren Versuchsmaschine aber auch kaum noch Spielraum ist. Da, wie in einem späteren Abschnitt noch ausführlicher zu zeigen, der in unseren Vergleichsrechnungen zugrunde gelegte Einfluß der Schraubengröße (R) durch neuere Versuche jetzt ziemlich gesichert scheint (bei Beginn unserer Arbeiten bzw. beim Entwurf unserer Anlage war das noch nicht zu beurteilen), so sprechen gegen die Größenverminderung keine erheblichen Bedenken mehr.

Durch solche Verminderung vereinfacht sich Herstellung und Handhabung aller Teile ungemein; man kommt meist mit Handarbeit aus; die äußeren Versuchsumständlichkeiten wachsen (bei Objekten unserer Größenordnung) mindestens mit der dritten Potenz der Abmessungen.

Ähnlich den Versuchen mit breitflügeligen Schrauben sind solche mit größerer Flügelanzahl zu behandeln. Einzelne Versuche der Art werden wir unter Benutzung vorhandener Versuchsobjekte demnächst ausführen können. Systematische Untersuchungen mit vielflügeligen Schrauben sind, wie man sich leicht vergegenwärtigen kann, im bisherigen Größenmaß so gut wie ausgeschlossen.

Noch mehr gilt das für Versuche mit gegenläufigen Schraubenpaaren. Da das eine von ihnen rechts-, das andere linksgängig sein muß, ist Wiederverwendung der Teile — auch der einzelnen Flügel — nicht möglich. Für jeden derartigen Versuch ist also die zweite Schraube ganz neu anzuschaffen. Bisher sind solche Versuche, obwohl an sich sehr reizvoll, als vorläufig zu wenig berechtigt unterblieben.

Versuche mit gleichläufigen Doppelschrauben (zellenförmiger Anordnung, nach Art der Doppeldeck-Aeroplane u. dgl., die gelegentlich auch empfohlen werden) dürften wenig Wert haben.

Dagegen könnten noch Versuche mit Leitapparaten, äußeren Führungskränzen u. dgl. in Frage kommen. Proben dieser Art hätten zunächst aber in großem Maßstabe entschieden keine Berechtigung.

Versuche und Auswertung.

Die Einzelversuche bestehen stets in einer Reihe von Aufnahmen der Schraubendrucke P und der Drehmomente M bei verschiedenen Drehzahlen n .

Bei ähnlichen Versuchen hat man sonst aus M und n sogleich die Leistungen L oder N berechnet und da-

mit graphische Darstellungen gezeichnet, z. B. $P = \text{Funkt. } (L)$, die den Vorteil haben, diese beiden praktisch wichtigsten Größen in ihrem gegenseitigen Zusammenhang unmittelbar zu zeigen. Man erhält parabolisch geschwungene Kurven, die aber keinen guten Anhalt zu Vergleichen geben, da der regelmäßige, meist doch wenigstens annähernd quadratische Einfluß der Winkelgeschwindigkeit darin versteckt ist. Meist sind wir in der Lage, eine solche Kurve einfach durch zwei Zahlenwerte zu ersetzen.

Wir prüfen zunächst ein für allemal, ob die Proportionalität von P und M mit n^2 zutrifft und stellen dann die Proportionalitätswerte \mathfrak{P} und \mathfrak{M} fest. Dazu tragen wir die aufgenommenen Werte nach dem Beispiel der Fig. 11 über den zugehörigen Größen von n^2 bzw. $\left(\frac{n}{100}\right)^2$ auf. Die Punkte müssen gerade Linien bilden, die durch den Nullpunkt gehen. Abweichungen von dem quadratischen Gesetz fallen sofort ins Auge.

Wie nun als wichtiges Ergebnis sogleich festzustellen ist, haben wir an unseren zweiflügeligen Versuchsschrauben von rd. 3,6 m Durchmesser bei den gewöhnlichen Drehzahlen (bis $n = 450$, also bei Umfangsgeschwindigkeiten bis etwa 70 m/sek.) nennenswerte Abweichungen derart niemals gefunden. Wir haben besonders auch darauf geachtet, ob sich etwa beim Nullpunkt Abweichungen der Versuchsgeraden zeigen. Denn hier könnte sich der Einfluß der Hautreibung geltend machen. Er ist aber stets verschwindend klein.

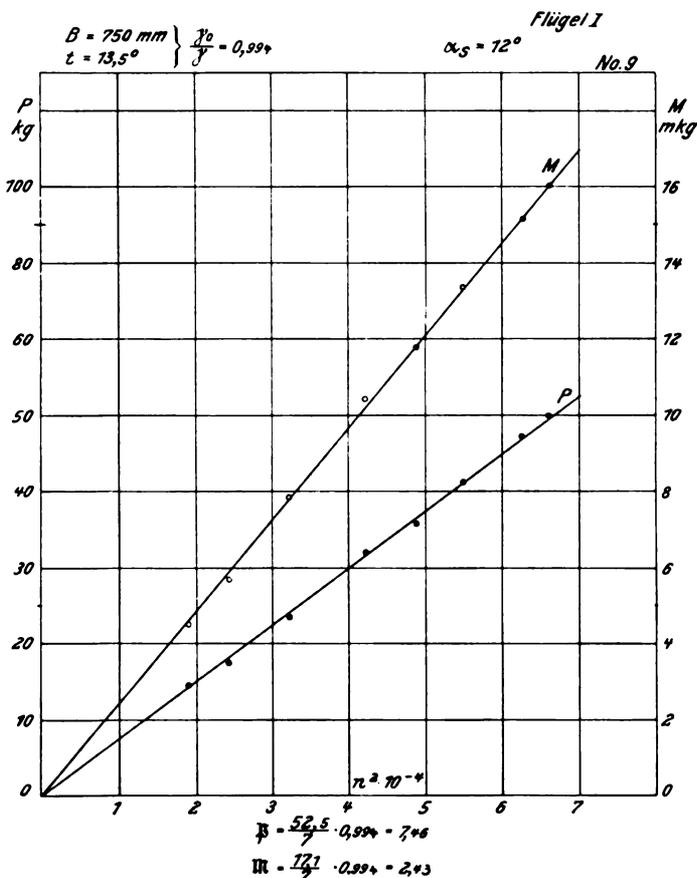


Fig. 11.

Die Aufnahmen liefern also regelmäßig dasselbe Bild, wie das in Fig. 11 gezeigte Beispiel. (Gewählt ist die Winkelstellung höchsten Gütegrades bei Flügelpaar I.) Es ist deshalb im allgemeinen überhaupt unnötig, diese Originalaufnahmen einzeln wiederzugeben. Es wäre auch undurchführbar, denn sie zählen nach

vielen Hunderten, die also ebenso viele feste Schraubenformen repräsentieren. Das gleiche gilt von den zugrunde liegenden ursprünglichen Zahlenschreibungen, von denen wir nur das in Tab. 3 gegebene, zu Fig. 11 gehörige Beispiel hierher setzen.

Tabelle 3.

$B = 750 \text{ mm.}$
 $t = 13,5^\circ.$
Feder Nr. I.

$\alpha_s = 12^\circ.$

Flügel I.
Nr. 9.
13./VII. 09, V.

Reglerstellung	Ableseungen			Berechnet		
	n_1 (Vorgelege) U. p. M.	M' mkg	P' g	$n^2 \cdot 10^{-4}$	M mkg	P kg
0	347	4,49	484	1,02	4,49	14,5
4	390	5,67	584	2,44	5,67	17,5
8	450	7,84	784	3,23	7,84	23,5
12	514	10,40	1063	4,23	10,40	31,9
14	552	11,77	1193	4,89	11,77	35,8
16	586	13,35	1375	5,50	13,35	41,2
18	626	15,13	1574	6,27	15,13	47,2
19	644	16,03	1664	6,62	16,03	49,9

Aus der Unterschrift von Fig. 11 ersieht man, wie aus den P - und M -Graden jedesmal die Proportionalitätswerte \mathfrak{P} und \mathfrak{M} bestimmt werden, die, sofern sie überhaupt als Konstante angebar sind, das vollständige Ergebnis des Einzelversuchs bilden.

Wir beziehen hier also \mathfrak{P} und \mathfrak{M} nicht mehr auf die Winkelgeschwindigkeit ω , sondern auf die minutliche Drehzahl n , und zwar, weil wir so bequeme und übersichtliche Zahlenwerte erhalten, stets auf $n/100$. \mathfrak{P} und \mathfrak{M} sind also einfach die P und M für $n = 100$; für eine andere Drehzahl n_1 erhält man diese durch Multiplikation mit $(n_1/100)^2$.

\mathfrak{P} und \mathfrak{M} sind stets zugleich auf eine mittlere Luftdichtigkeit γ_0 umgerechnet; wir haben dafür den Wert

$$\gamma_0 = 1,200 \text{ kg/cbm}$$

zugrunde gelegt. Diese runde Zahl paßt sich zugleich den wirklich häufigsten Luftzuständen und einem einfachen, physikalischen Ausgangspunkte an¹⁾; $\gamma_0 = 1,200$ entspricht nämlich fast genau der Temperatur von $+10^\circ\text{C}$ beim technischen Einheitsdruck von 1 kg/qcm oder 735 mm Quecksilberdruck. (Genau, wenn die Luft dabei zu 78 v. H. mit Feuchtigkeit gesättigt ist.) Zugleich ist die Umrechnung besonders bequem, weil sich für den Faktor γ_0/γ , mit dem die Kräfte zu multiplizieren sind, die leicht zu merkende Formel

$$\frac{\gamma_0}{\gamma} = 2,6 \frac{T}{B}$$

ergibt, worin B den Barometerstand in mm Quecksilbersäule und T die absolute Temperatur (Celsiusgrade $+ 273$) bedeutet. (Genau ist die Konstante der Formel 2,597, statt 2,6.) Um Rechenfehler möglichst zu vermeiden, haben wir die in Fig. 12 wiedergegebene bequeme Tafel gezeichnet, der man die Reduktionsfaktoren unmittelbar entnimmt. Die Geraden entsprechen i v. H. Dichtigkeitsunterschied; sie konvergieren nach dem absoluten Nullpunkt.

Den Einfluß wechselnder Luftfeuchtigkeit haben wir vernachlässigt. Er ist minimal, falls er in der Änderung

¹⁾ Die physikalisch übliche Reduktion auf 0° und 760 mm ($\gamma = 1,293$) setzt so schwere Luft voraus, wie sie praktisch nur selten eintritt. Meist ist sie 6 bis 10 v. H. leichter. Die flugtechnisch beliebte Festsetzung $\gamma_0/g = 1/8$, also $\gamma_0 = 1,226$ ist nur für besondere Fälle bequem und entspricht keinem einfachen physikalischen Ausgangspunkt.

der Dichtigkeit vollständig zum Ausdruck kommt, und nicht etwa, was immerhin möglich wäre, die Zähigkeit der Luft ändert.

Mit jeder Flügelform wird nun eine Anzahl solcher Versuche bei verschiedenen Steigungswinkeln α , ausgeführt. Die Befestigung an der Nabe mittels Flanschen und Schrauben gestattet, sie in beliebige Lage zu bringen.

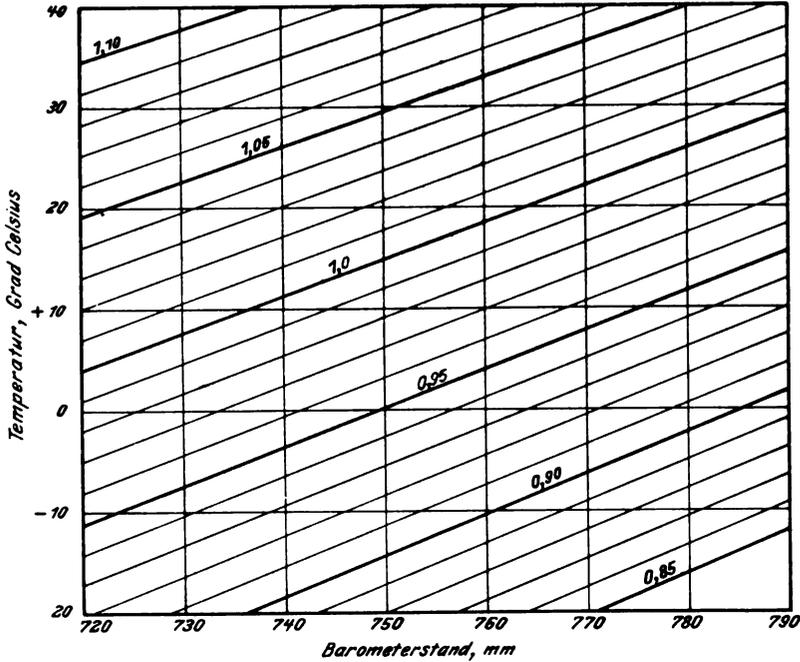


Fig. 12.

Der Winkel wird durch eine Winkelibelle (Wasserwaage mit in halbe Grade geteiltem Quadranten) gemessen. Auf die hohlgewölbte oder höchstens ebene Druckseite, die bei uns im allgemeinen oben ist, weil die Schrauben nach unten drücken, wird ein Lineal gelegt, das also die Richtung der Sehne hat. Die darauf gesetzte Winkelibelle ergibt α . Die unvermeidlichen Ungenauigkeiten der Herstellung bedingen gelegentlich Abweichungen bis zu $\pm 1/2^\circ$ an verschiedenen Punkten, denen man beim Einstellen leicht Rechnung tragen kann. (Schluß folgt.)

Ausstellungsberichte.

Technisches vom zweiten Pariser aeronautischen Salon.

Von Ob.-Ing. Mich. Gabriel, Berlin-Johannisthal. (Fortsetzung.)

Die Steuerung der Flugzeuge erfolgt noch immer durch Hervorrufen von bremsenden Wirkungen. Die Betätigung der Steuerflächen erfolgt meist nach dem Farmanschen oder Blériotschen System, seltener nach dem Voisinschen. Vielfach trifft man eine Kombination aller, wie sie sich z. B. bei Bréguet findet. Maurice Farman dirigiert das Seitensteuer durch Pedale mit Gegengewichten. Die so wünschenswerte Einheitlichkeit in der Anordnung der Steuerhebel ist leider noch nicht erreicht und sogar durch Patente erschwert.

Als Vortriebsmittel kommen fast nur Holzschrauben in Betracht, und zwar vielfach solche von bedeutend größerem Durchmesser als bisher; man wird nächstes Jahr mit Schrauben von 3 m Durchmesser und mehr zu rechnen haben. Da die günstigste Tourenzahl für Schrauben nach den Versuchsergebnissen aller Propellerfabriken ca. 600 bis 800 Touren ist, die für Flugmotoren aber 1200 bis 1600 Touren, so ergibt sich eine Übersetzung ins Langsame als

sehr wünschenswert. Renault trägt dieser Forderung dadurch in mustergültiger Weise Rechnung, daß er die Nockenwelle seines Motors als Propellerwelle ausbildet. (Mit diesem Motor stellte Tabuteau den Dauerrekord von 6 Stunden auf).

Die Vereinigung von Demultiplikationsgetriebe und Motor zu einem Block ist auch die konstruktiv einwandfreieste Lösung dieses Problems. Den Motor und die Propellerwelle jedes für sich am Rumpf des Flugzeuges zu montieren, wird immer zu Unzuträglichkeiten führen, da der Körper eines Flugzeuges ein viel zu wenig starres Fundament ist, um die gegenseitige genaue Lage der beiden in Rede stehenden Elemente zu einander zu gewährleisten.

Ob die Luftturbine, wie sie Coanda ausstellt, imstande sein wird, die Luftschraube zu verdrängen, wird davon abhängen, wie sie sich im Fluge bewährt; im Stande entwickelt sie allerdings eine enorme Zugkraft und besticht durch ihren kleinen Durchmesser, was für den Einbau sehr bequem ist. Eine Holzschraube mit einstellbarer Steigung stellt Lioré aus.

Die größere Robustheit, welche man den Flugzeugen zu verleihen sucht, hat auch die immer größere Verdrängung des Holzes und Aluminiums durch Stahl zur Folge; in den zukünftigen Flugzeugfabriken dürfte die Tischlerei einen ganz unbedeutenden Rang einnehmen. Dieses und die fortschreitende Vereinfachung des Flugzeugkörpers derart, daß der Motor immer mehr zum wichtigsten Organ wird, dürfte wohl dahin führen, daß in Zukunft die Flugmotorenfabriken auch gleich ihre Flugzeugtypen selbst bauen, ähnlich wie im Automobilbau Motor und Chassis fast ausnahmslos aus einer Fabrik stammen. Schwieriger wird es den heutigen Flugzeugfabriken sein, den Flugmotorenbau aufzunehmen.

An mehr in Aufnahme kommenden neuen Konstruktionsmaterialien wären zu erwähnen: Holzrohre, Hanf- und Drahtseile von 5 mm Durchmesser und mehr, Kork, sehr weite Stahlrohre etc. Die Flugzeugzubehörindustrie ist noch sehr wenig entwickelt, man hält die jetzigen Flugzeuge offenbar noch nicht für Standardtypen und wartet ab.

Besonders kräftig ist überall das Fahrgestell ausgebildet. Dem Prinzip nach sieht man durchweg mehr oder weniger gelungene Variationen der Konstruktionen von Farman, Blériot und Antoinette, wobei jedoch die der letztgenannten Firma eigentümliche kostspielige und betriebsunsichere pneumatische Abfederung durchweg durch Gummizüge oder Stahlfedern ersetzt wurde. Die meisten Fahrgestelle sind also eine Verbindung von starren Kufen mit abgedeckten Rädern, oft von monströser Plumpheit, wenn ihr Konstrukteur bezüglich Robustheit übers Ziel geschossen hat, so z. B. Bréguet, Turcat-Méry-Rougier etc. Eine trotz der plumpen Kufe befriedigende und durchaus originelle Abfederung zeigt Esnault-Pelterie. Konstruktiv arg verfehlt und durchaus unzulässig ist die Abfederung, welche Fabre am Paulhanschen Apparat verwendet wegen der dabei auftretenden Biegebbeanspruchung. Alles in allem dürfte der Salon die endgültige Lösung des Abfederungsproblems nicht gebracht haben; so sehnsüchtig sie erwartet wird, und so viel Vorschläge schon gemacht und ausgeführt wurden: die befreiende Lösung steht noch aus.

Was die Flügel-(Tragflächen) anbelangt, so neigt man zu schmalen, also in der Fahrtrichtung wenig tiefen Flügeln von ziemlicher Spannweite (Verhältnis 1 : 6 i. M.). Die Grundrißform ist meist ähnlich der der Blériotschen Flügel. Man vermeidet gern unetliche Übergänge und rundet alle Ecken der Grundrißform ab, auch bei den Schwanzflossen und Steuerflächen. Was die Querschnittsform der Flügel betrifft, so schließt man an die ziemlich starke halbzylindrisch abgerundete Vorderkante (Abstrahlungsradius bis $r = 50$ mm, bei der Tragfläche Coandas in der Mitte sogar $r = 100$ mm) einen kurzen scharfen Bogen an, der höchstens ein Drittel der ganzen Tragflächentiefe ausmacht und an welchen sich ein sehr flacher konkaver Bogen nach unten oder auch eine Gerade anschließt. Das hintere Drittel des Querschnittes weist manchmal eine geringe Konkavität nach oben auf, welche aber infolge federnder Ausbildung der Hinterkante der Flügel erst beim

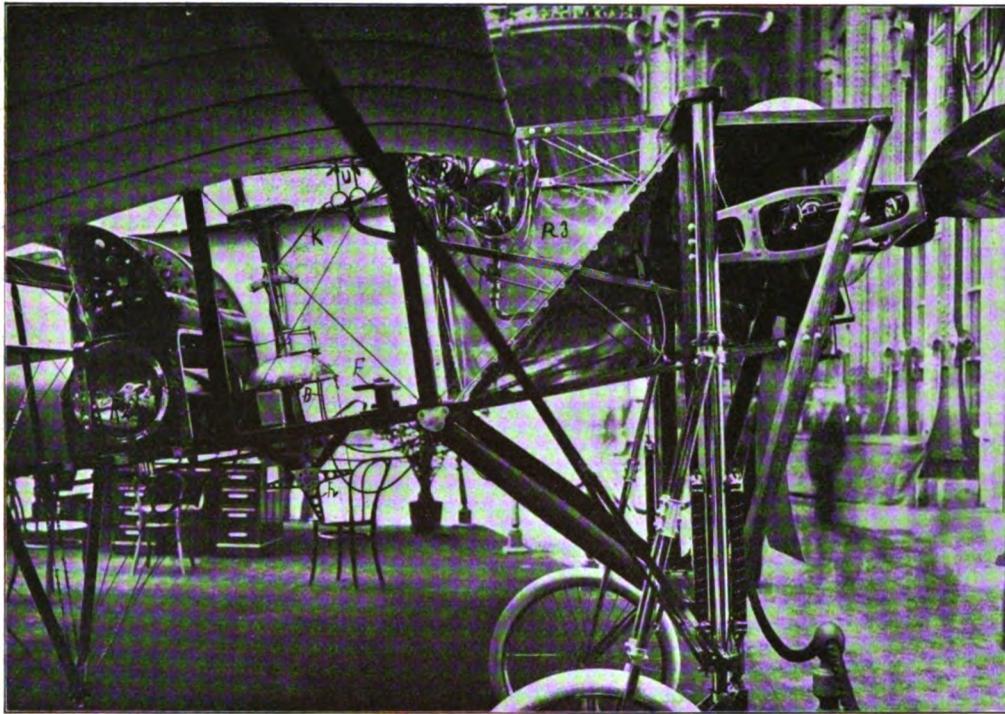


Fig. 11. Blériot-Eindecker, »Type Militair«. Ansicht der Steuerungshebel. *B* Steuerglocke, *F* Fußhebel für das Seitensteuer, $\frac{1}{4}$ Kreuzhebel für das Höhensteuer, R_1 oberer Benzinbehälter, R_2 unterer Benzinbehälter, R_3 Ölbehälter, *U* Schaugläser für die Ölung, *K* Kabel zum Zündungsausshalter.

Fliegen auftritt. Die Pfeilhöhe der Wölbung ist fast durchweg kleiner als $\frac{1}{25}$. Da man den Flugzeugen durchschnittlich einen Anstellwinkel von 4—5 Graden zugrunde legt, so ergibt sich, daß die Luft nicht tangential eintritt, sondern unter einem ziemlich großen Winkel zur schrägsten Wölbungstangente. Das Bestreben, Drähte und Verspannungen möglichst zu vermeiden, führt dazu, die für die Festigkeit in Frage kommende Versteifung des Flügels in diesen zu verlegen, woraus dann eine bedeutende Konstruktionshöhe und die oben erwähnte wulstige Vorderkante resultieren. Antoinette und Maurice Farman schärfen vorne die Tragflächen scharf zu. Konstruktiv am feinsten durchgebildet sind die Tragflächen der bekannten Felgen- und Karosseriefabrik Vinet.

Der zweite Pariser aeronautische Salon bezeichnete sich als international. Von deutschen Firmen stellten aus: Mercedes, Argus, Continental, Bosch, Eisemann, Mea und Basse & Selve. Die Beteiligung des Auslandes war aber von so untergeordneter Bedeutung, daß die verflossene Ausstellung sich als ein grandioses Dokument des berechtigten nationalen Stolzes der Franzosen auf ihre blühende Flugzeugindustrie und der Bedeutung des darin steckenden mächtigen Kapitals darstellte. Allerdings ist in Frankreich die Förderung des Flugwesens auch eine andere wie z. B. in Deutschland. (Die französische Militärverwaltung hat bisher 400 Flugapparate in Bestellung gegeben, die preußische dagegen 5!) Die deutsche Industrie kann noch so sehr Flugzeuge bauen, welche den französischen nichts nachgeben; so lange nicht die Frage gelöst ist: Wer kauft sie? wird das deutsche Flugwesen immer dem französischen nachstehen.

Nachstehend sollen die Ausstellungsstände der bedeutenden Flugzeugfabriken beschrieben werden. Man beachte auch den Aufsatz von Dr. Quittner »Neue Flugzeuge«.

Wenn man den »Salon« betritt, fällt einem zunächst der Blériotstand, der schönste und größte und auch am meisten umlagerte, ins Auge. Blériot stellt 4 Apparate aus, davon 3 Einsitzer Type XI und einen sehr komfortabel ausgestatteten Zweisitzer für zwei Personen. Unter den 3 Eindeckern befindet sich auch als Clou die Maschine, mit welcher Le Blanc den Circuit de l'Est siegreich vollendete. An technischen Details ist an den wunderbaren

Apparaten Blériots so viel des eingehenden Studiums wert, daß ich darauf in einem besonderen Artikel zurückkommen werde, um so mehr als die Liebenswürdigkeit des Herrn Direktors von Hevessy mich auch in die angenehme Lage versetzte, unter seiner erklärenden Führung bei einem Besuch in der Blériotschen Fabrik die Entstehung der Blériotapparate und die bis ins Detail ausgearbeitete Organisation genau kennen zu lernen. Für heute möchte ich nur besonders auf den Militärapparat für zwei Personen hinweisen, auf seine ebene Schwanzflosse mit den beiden anschließenden segmentförmigen Höhensteuern, auf die geänderte Steuerung, welche unter Zwischenschaltung einer Kette für die Verwindung und eines Doppelhebels für die Höhensteuerung funktioniert, auf den abweichenden Einbau des 50 PS-Gnõdemotors, auf die Unterbringung des Benzins in einem Hauptreservoir unter den Sitzen, von welchen es zu einem kleinen Hilfsreservoir hochgepumpt

wird. — Bei einem der Einsitzer ist ein interessanter Einbauversuch mit einem Gypmotor gemacht worden. Dieser, ein stehender Vierzylinder-Blockmotor, ist nämlich nicht mit stehenden, sondern mit hängenden Zylindern eingebaut, wodurch der Schwerpunkt tiefer zu liegen kommt und die Aussicht ein bessere wird.

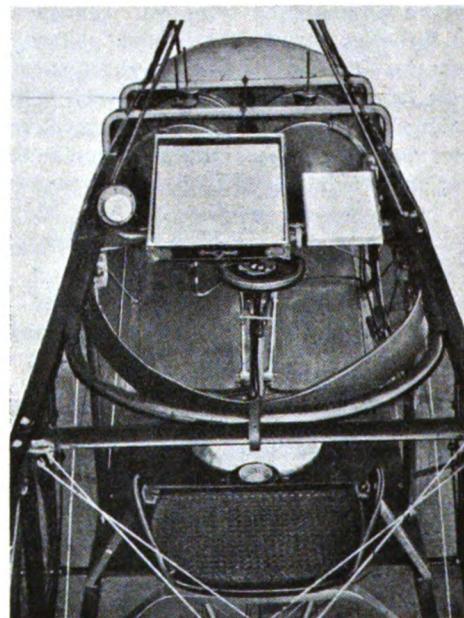


Fig. 12. Führersitz des normalen Blériot-Eindeckers für Überlandflüge. Links Tachometer, in der Mitte unter dem Sitz der Kompaß (Fluid-Kompaß), oben Kartentafeln mit Zelluloiddeckel.

Henry Farman hat an seiner Maschine wenig geändert. Die beiden Rädchen vorne an den Kufen und die Verlängerungsstücke der Flächen sahen wir bereits während der Oktoberwoche am Freyschen Apparat. Nur hat Farman inzwischen die Endflächenverankerung viel sauberer

und einfacher durchkonstruiert, wie aus der Abbildung in der Nr. 21 dieser Zeitschrift zu ersehen ist. Die den wenigsten auffallende aber wichtigste Änderung ist aber die, daß Farman nunmehr endlich die unpraktische Taschennäherei und die bucklige Oberfläche seiner Tragflächen aufgegeben hat und sie nunmehr auch doppelseitig bespannt. Der Handhebel gleitet in einem Querssegment, welches wieder um eine horizontale Querachse drehbar ist; die Benzingleäser sind mit Standgläsern versehen.

Maurice Farman. Der Apparat ist sehr hübsch durchkonstruiert. Die Flächen sind abgerundet, vorne zugeschärft und haben einen kleinen Abstand voneinander. Man beachte das Landungsgestell mit Doppelrädern, die Lagerung des Höhensteuers, das Motorchassis mit Führersitz und Steuerung, dessen Eckverbindungen die Streben (Stielschuhe (siehe Nr. 21) und die große vom 60 PS-Renaultmotor mit halber Tourenzahl getriebene Schraube.

Die französische Wright-Gesellschaft stellt einen Zweidecker aus, welcher sich von der deutschen Type nur dadurch unterscheidet, daß die hintere horizontale Stabilisierungsfläche als Zusatzhöhensteuer beweglich ausgebildet wurde. Mit dieser Fläche wird auf Wunsch der Étévésche Stabilisierungsapparat verbunden. (Siehe Heft 19, S. 253 bis 255.) (Fortsetzung folgt.)

Internationale Ausstellung für Luftschiffahrt und Flugtechnik in London. Im Dezember d. J. wird im Kristall-Palast in London eine große Ausstellung eröffnet und dauert bis Anfang Januar 1911. In 16 Abteilungen werden Flugzeuge, Motoren, Luftschiffe, Freiballone, Drachen- und Fesselballone wie alles Zubehör ausgestellt. Auch eine historische Abteilung ist vorgesehen.

Neue Flugzeuge unter Berücksichtigung des „Salon d'Aéronautique“ in Paris.¹⁾

Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner und Ansbert Vorreiter.
(Mit Tafel XVII.)

Von den im zweiten Pariser Salon ausgestellten französischen Eindeckern ist der neue Eindecker von Esnault Pelterie eine der beachtenswertesten Konstruktionen. Der Apparat weicht in seiner ganzen Bauart wesentlich von der älteren Ausführung ab. (Heft 14, Tafel XIII Fig. 5 und 6.) Die Tragflächen, die früher vogelflügelartig gekrümmt und an den Enden heruntergezogen waren, sind jetzt gerade und wie beim Antoinette-Eindecker schwach aufwärts ($\sqrt{}$ förmig) gerichtet. Die an den Flügelenden früher vorhandenen Schutzräder sind verschwunden und das in der früheren Ausführung vorhandene einzige Mittelrad ist durch ein richtiges Untergestell mit zwei Rädern und einer in der Mitte angeordneten, sehr starken, aus hohlem Holz angefertigten Gleitkufe ersetzt. Die beim Landen entstehenden Stöße werden wie bei der älteren Ausführung von einer Ölbremse aufgenommen, die den Vorderteil der Kufe mit dem Körper des Flugzeugs verbindet. Beim gewöhnlichen Rollen am Boden dagegen ruht das Gewicht des Apparates nicht auf dieser Ölbremse, sondern wird von den beidseitig angebrachten Druckstangen mit Gummizug getragen. Zum Antrieb dient der neue fünfzylindrige Motor von Esnault Pelterie,

¹⁾ Von jetzt an sollen die im Aufsatz von Dr. Bendemann vorgeschlagenen Fachausdrücke benutzt werden und bitten wir alle Mitarbeiter, dieselben möglichst zu benutzen. Die Schriftleitung.



Fig. 13. Stand von Maurice Farman. Der M. F.-Zweidecker von vorn gesehen. Beachtenswert der Bootskörper mit Windschutz. Flügel, Steuer und Flossen abgerundet.

der in Heft 13 (Tafel XI, Fig. 9 und 10) bereits eingehend beschrieben wurde. Er ist wie früher am Vorderende des Bootes angeordnet und treibt eine zweiflüglige Schraube von Les Fils de Regi Frères. Die Holme der Flügel, das Fahrrohr und der vordere Teil des Bootes sind ganz aus Stahlrohr hergestellt; der rückwärtige Teil des Bootes und die Rippen der Tragflächen aus Holz. Das Boot hat Dreiecksquerschnitt und ist seiner ganzen Länge nach mit Leinwand bezogen. Höhen- und Seitensteuer sind wie üblich am hinteren Ende des Rumpfes angebracht, der unmittelbar vor ihnen dreieckige Schwanz- und Kielflossen trägt. Die Flügelverwindung geschieht in der Weise, daß die vom Rumpf aufragende Spiere, an der die Spanndrähte angreifen, um ein an ihrem unteren Ende angeordnetes Gelenk nach rechts oder links gedreht wird. Dementsprechend laufen die Spanndrähte am Ende dieser Spiere nicht, wie gebräuchlich, über Rollen, sondern sind fest mit ihr verbunden.

Hinter dem Motor befindet sich der halbzylinderförmige Benzintank; hinter diesem der Sitz des Führers mit den Steuereinrichtungen. Diese bestehen aus zwei Hebeln, von denen der linke durch Vor- und Rückwärtsbewegung das Höhensteuer, durch Seitwärtsbewegung die Flügelverwindung bewirkt; der rechtsseitige Hebel ist nur seitlich beweglich und dient zur Betätigung des Seitensteuers. Zur Regelung des Motors ist vor dem Führersitz ein kleines Handrädchen angeordnet, das den Benzinzufluß regelt, außerdem aber noch für plötzliche starke Änderungen zwei Fußhebel, von denen der linke den Gang des Motors verzögert (drosselt), während der rechte ihn beschleunigt. Läßt man beide Hebel los, so kehrt der Motor auf die am Handrädchen eingestellte Umlaufzahl zurück. Der Motor ist mit Doppelzündung ausgerüstet und geht, wenn vorher durch einige Drehungen die Zylinder genügend mit Gemisch gefüllt sind, mit Sicherheit an, sobald der Führer mittels des rechts von seinem Sitz angebrachten Zündhebels den Akkumulator einschaltet.

Trotzdem der Apparat in seiner neuen Form erst vor kurzem fertiggestellt wurde, wurden mit ihm doch bereits sehr schöne Flugleistungen ausgeführt; erst ganz kürzlich ein Dauerflug von mehr als 3 Stunden. (Fig. 1 bis 4, Taf. XVII.)

Der Eindecker von Nieuport, der schon in Heft 16, Seite 211 beschrieben wurde, ist seitdem nur insofern geändert worden, als die Schwanzflossen und das Höhensteuer ihre charakteristische halbkreisförmige Gestalt verloren haben; die Schwanzflossen sind jetzt wie bei den meisten anderen Eindeckern einfach dreieckig, und das kreisförmige Höhensteuer schließt sich unmittelbar an sie an. Auch das früher vorhandene doppelte biegsame Seitensteuer ist verschwunden und durch zwei einfache trapezförmige Steuerflächen ober- und unterhalb des Höhensteuers ersetzt; vor diesen liegen dann noch, wie üblich, zwei vertikale Kielflächen. Im übrigen ist die Konstruktion des Apparates, der sich auf der Flugwoche in Reims so glänzend bewährt hat, beibehalten.

Dieses Flugzeug wird jetzt in zwei Größen gebaut und außer mit dem 20 PS Darracq-Motor auch mit anderen Motoren (Anzani 5 Zylinder oder Gnome 7 Zylinder) ausgerüstet.

Die folgende kleine Tabelle gibt die wichtigsten Daten über die beiden Apparatypen. (Fig. 5 u. 25 bis 27, Taf. XVII.)

Nieuport	Type II	Type III
Spannweite . . .	8,40 m	10,0 m
Länge über alles	7,50 „	8,0 „
Tragflächen . . .	14 qm	18 qm
Motor:	Darracq 2 Zyl. oder Anzani 5 Zyl.	Anzani 5 Zyl. oder Gnome 7 Zyl.
Gewicht	mit Darracqmotor 240 kg	mit Anzanimotor 310 kg „ Gnomemotor 340 „
Sitze	1	2

Viel Beachtung fand im Salon auch der Eindecker von Deperdussin sowohl wegen seines schlanken gefälligen Baues, als auch durch die sechsflügelige Schraube. Der Rumpf dieses Apparates, der durch seine vierkantige Form und seine Konstruktion an Blériot erinnert, unterscheidet sich von diesem vor allem durch den bedeutend geringeren Querschnitt, wodurch der Luftwiderstand wesentlich reduziert wird. Aus demselben Grunde ist auch der Rumpf seiner ganzen Länge nach mit Leinwand bezogen. Der Vorderteil des Rumpfes ist durch eine unten angesetzte bootartige Schale von halbkreisförmigem Querschnitt verstärkt. Er wird von den von den Gleitkufen aufragenden schiefen Ständern nicht, wie meist üblich, durch Vermittlung von Schraubenbolzen oder ähnlichen Konstruktionsteilen getragen, sondern mittels eines um seine Unterseite geschlungenen Stahldrahtseiles; durch diese Aufhängung soll eine gewisse Elastizität der Verbindung erreicht werden. Das Fahrgestell besteht aus zwei Rädern und zwei innerhalb derselben angebrachten Kufen. Die Spurweite ist besonders groß gehalten, um dem Apparat beim Fahren eine gute Stabilität zu sichern. Das Höhensteuer wird durch eine vor dem Führersitz angebrachte Brücke *B* aus gebogenem Holz bedient, indem man dieselbe nach vor- und rückwärts um die an ihrem unteren Ende angebrachte Achse *A* schwingt. Das an der Brücke angebrachte Handrad *H* bewirkt durch die über die Rollen *R* laufenden Stahlkabel *K* die Verwindung der Tragflächen. Die Betätigung des Seitensteuers erfolgt durch einen Fußhebel *F*. (Fig. 7, Tafel XVII.)

Zum Antrieb diente bisher ein 50pferdiger Clerget-Motor, der aber jetzt durch den 60/70pferdigen Motor der Osterreichischen Daimlerwerke ersetzt worden ist. Es ist dies wohl der erste Fall, daß auf einem französischen Flugzeug ein im Ausland gefertigter Motor verwendet wird.

Besonderes Aufsehen erregte der Apparat durch seine sechsflügelige Holzschraube mit sehr schmalen Flügeln, deren Zugkraft nach Angabe des Erbauers die einer zweiflügeligen Schraube erheblich übertreffen soll; doch liegen darüber bisher keine Messungen von unparteiischen Sachverständigen vor. Die Schraube ist durch Übereinanderlegung dreier einfacher zweiflügeliger Schrauben hergestellt, so daß also die 6 Flügel in drei verschiedenen Ebenen liegen. In letzter Zeit wurden auch Versuche mit der im rechten Teil der Abbildung sichtbaren Kombination zweier vierflügeliger Schrauben gemacht, die unmittelbar hintereinander liegen und durch ein Zahnradgetriebe gleich schnell in entgegengesetztem Drehsinne angetrieben werden.

Der Apparat besitzt bei 9 m Spannweite und 9 m Länge eine Tragfläche von 15 qm; das Gewicht mit Clerget-Motor beträgt 280 kg ohne Führer und Benzin. (Fig. 6, Tafel XVII.)

Eine Reihe anderer Eindecker, die im Salon ausgestellt sind, zeigen nichts wesentlich Neues. So die Konstruktionen von de Coster, Avia, Thomann etc., die man alle als mehr oder weniger modifizierte Blériot-Eindecker bezeichnen kann. Die Abweichungen liegen meistens in einer anderen Form der Schwanz- und Steuerflächen, im Ersatz der Gummifedern, des Fahrgestells durch Stahlfedern und in der Verwendung anderer Motoren. Der Eindecker »Avia« hat sich bereits bewährt. Die Abweichung gegenüber Blériot besteht

in der tieferen Lage der Schwanzflächen und dem Höhensteuer. (Eindecker »Avia« Fig. 8, Tafel XVII.)

Bemerkenswert ist noch der Eindecker von Audineau & Cie.; er erregt Interesse einmal durch den Rumpf von kreisförmigem Querschnitt der aus Holmen und senkrecht dazu gelegten kreisförmigen Scheiben besteht, sowie vor allem durch die eigenartige Bauart der Tragflächen. Die Rippen der letzteren bestehen aus zwei sehr dünnen Leisten *L* aus Eschenholz, zwischen welche Klötze *K* aus Kork eingelegt sind. Diese Konstruktion ist nicht nur sehr leicht, sondern sie verleiht auch den Flügeln einen so hohen Grad von Elastizität, daß die Enden derselben ohne Schwierigkeit um einen halben Meter und mehr nachgeben. Diese Nachgiebigkeit soll die Flügel bei starken Stößen, insbesondere beim Schleifen des Erdbodens, vor dem Bruch schützen. (Fig. 9.)

Der Eindecker von Requillard ist deshalb beachtenswert, weil Flügel und Flossen statt mit Stoff mit Holzfournieren überspannt sind. Der Vorteil dieser Bauart ist die glatte Oberfläche und damit eine geringere Reibung gegenüber der Luft.

Das Anlaufgestell dieses Eindeckers ist das gleiche wie bei Blériot, nur ist in der Mitte zwischen den Anlaufrädern eine Kufe angebracht.

Beachtenswert ist die Konstruktion der Schwanzflossen, welche gleichzeitig Höhen- und Seitensteuer bilden, indem ähnlich wie bei Etrich und Grade die Flossen biegsam sind. Die vertikale Flosse teilt sich nach hinten, so daß zwischen ihr die horizontale Flosse, welche das Höhensteuer bildet, Raum zur Bewegung hat. Das Gewicht dieses Eindeckers ist verhältnismäßig hoch, denn bei einer Spannweite von 10 m, wobei die Flügel eine Oberfläche von 20 qm haben, und einer Länge über alles von etwas über 7 m beträgt dasselbe 400 kg. Die zweiflügelige Schraube wird durch einen 50 PS Gnome-Motor angetrieben. (Fig. 10, Tafel XVII.)

Der neue Eindecker »G. Y. P.« ist deshalb bemerkenswert, weil er zuerst einen neuen Einbau des Motors zeigt. Der Grégoire-Motor mit 4 stehenden Zylindern ist nämlich umgedreht, so daß die Zylinder nach unten hängen. Der Vorteil dieser Anordnung ist der tiefer gelegte Schwerpunkt, dann die freie Aussicht des Führers und schließlich wird derselbe durch die Auspuffgase nicht belästigt, weil die Gase ziemlich tief unter den Flügeln entweichen.

Im übrigen entspricht der Gyp-Eindecker fast ganz dem Antoinette, nur daß das Fahrgestell kräftiger gebaut ist, und statt der pneumatischen Federung der Anlaufräder starke Gummizüge zur Anwendung kommen. Die Konstruktion des Gerippes für die Flügel ist auch einfacher wie bei Antoinette, indem als Querholme drei stärkere und zwei schwächere Stahlrohre verwandt werden. (Fig. 11, Tafel XVII.)

Von neuen französischen Zweideckern ist die letzte Konstruktion der Gebr. Voisin beachtenswert, weil diese Konstrukteure das vordere Höhensteuer entfernt haben. Dementsprechend ist auch der Mittelkörper durch den Fortfall der Spitze verkürzt worden; er macht aber dadurch einen unvollständigen Eindruck, daß der Mittelkörper nicht in eine bootsförmige Spitze ausläuft, sondern einfach stumpf abbricht. Die Steuerung erfolgt durch einen Schwinghebel mit Handrad, ähnlich wie beim Zweidecker Bréguet.

Zur Flugwoche in Reims hatten die sonst gleich gebauten Voisin-Zweidecker noch das vordere Höhensteuer.

Auch die hinteren Anlaufräder unter der als Höhensteuer ausgebildeten Schwanzfläche sind fortgefallen, resp. durch elastische Kufen ersetzt. (Fig. 12 u. 13, Tafel XVII.)

Die Quersteuerung erfolgt durch Hilfsflügel wie bei den Zweideckern von Farman und Roger-Sommer. Mit diesem Zweidecker hat Bielovucic den Fernflug Paris—Bordeaux ausführen wollen, kam aber nicht bis zum Ziel.

Im Salon d'Aéronautique war ein solcher Zweidecker ausgestellt für zwei Personen und mit einem Maschinengewehr ausgerüstet. Dieses Flugzeug soll zum Angriff auf Luftschiffe dienen.

Der »S. A. F. A.«-Zweidecker der Société Anonyme Française d'Aviation besitzt ebenfalls kein vorderes Höhensteuer, vielmehr ist auch hier die einfache Schwanzfläche als Höhensteuer ausgebildet. Der Propeller wirkt vor den Flügeln; der ganze Aufbau entspricht also, abge-



Fig. 1.

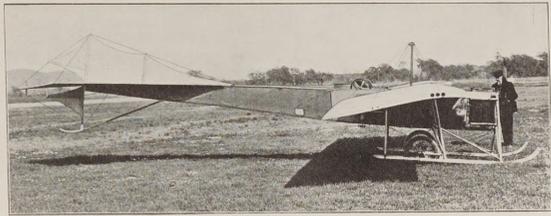


Fig. 11.

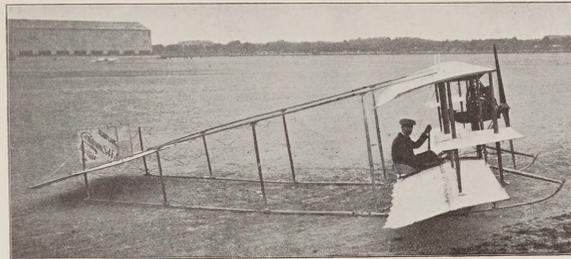


Fig. 14.

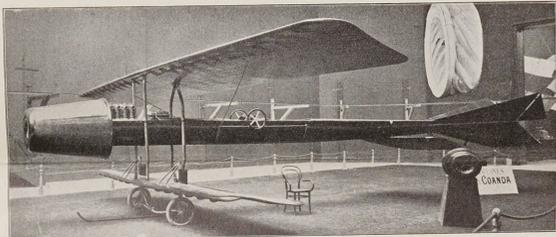


Fig. 16.

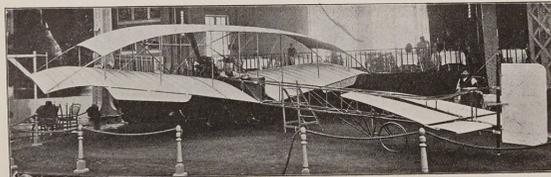


Fig. 24.



Fig. 15.

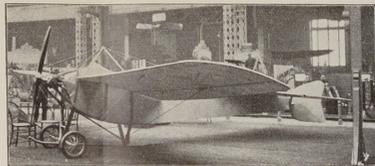


Fig. 5.



Fig. 8.



Fig. 12.

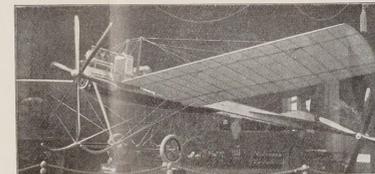


Fig. 6.

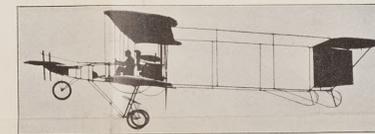


Fig. 13.



Fig. 23.



Fig. 2.

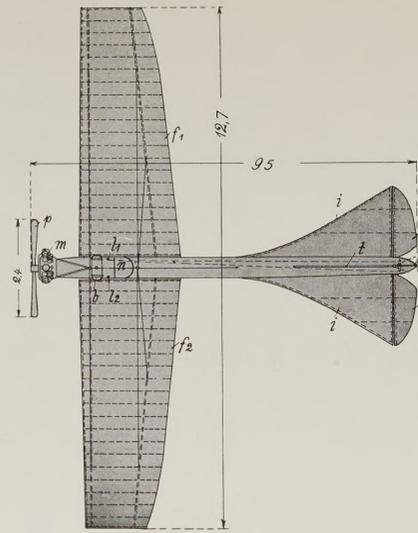


Fig. 3.

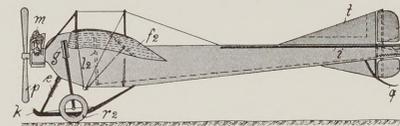


Fig. 4.

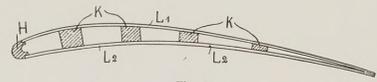


Fig. 9.

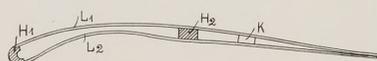


Fig. 17.

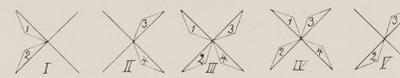


Fig. 22.



Fig. 21.

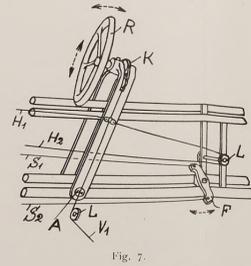


Fig. 7.

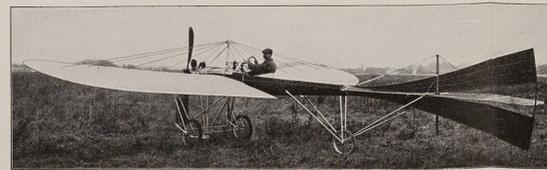


Fig. 10.

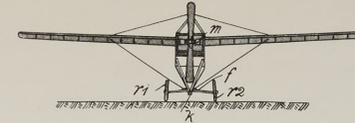


Fig. 25.

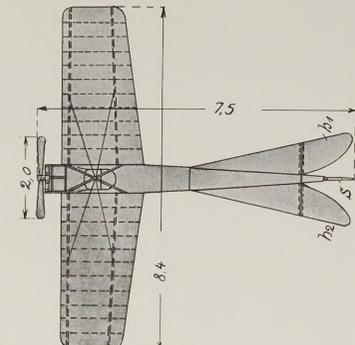


Fig. 26.

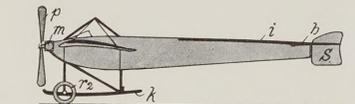


Fig. 27.

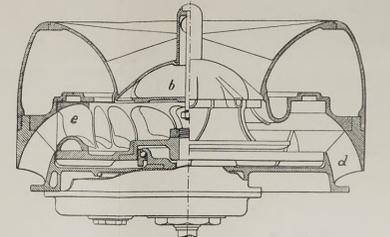


Fig. 18.

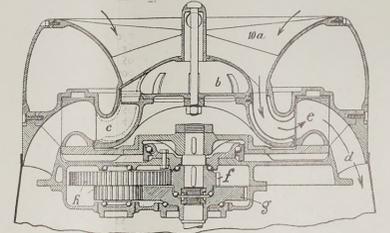


Fig. 19.

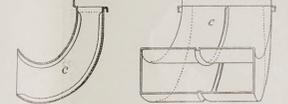


Fig. 20.

Fig. 1. Neuer Eindecker von Esnault-Pelterie.
 Fig. 2. Anlauf- und Landungsgestell des neuen Esnault-Pelterie-Eindeckers.
 Fig. 3 u. 4. Zeichnung des neuen Eindeckers von Esnault-Pelterie. Ansicht von oben und von der Seite. f_1, f_2 Flügel, h_1, h_2 Höhensteuer, s_1, s_2 Seitensteuer, i Schwanzflosse, l Kieflösse, l_1 Steuerhebel für das Seitensteuer, l_2 für das Höhensteuer, g Gummizüge für das Anlaufgestell, e Spiralfeder mit Öldämpfung für die Landungssporn, k, r_1, r_2 Anlaufräder, m Motor, β Propeller, q Schutzsporn für die Schwanzklöten.
 Fig. 5. Neuer Eindecker von Nieuport.
 Fig. 6. Eindecker von Deperdussin.
 Fig. 7. Steuerhebel beim Eindecker Deperdussin. K Handrad, K Kettenrad für die Verwindung, V_1 Verwindungsseile, H_1, H_2 Seile für das Höhensteuer, F Fußhebel für das Seitensteuer, S_1, S_2 Seile für das Seitensteuer, L Leitrollen für die Seile.
 Fig. 8. Eindecker „Avias“ im Fluge.
 Fig. 9. Rippe von Audineau. L_1, L_2 Leisten, H Holm, K Korkklötze.
 Fig. 10. Eindecker von Requillard.
 Fig. 11. Neuer Eindecker „G. V. P.“
 Fig. 12. Neuer Zweidecker der Gebr. Voisin ohne vorderes Höhensteuer.
 Fig. 13. Zweidecker der Gebr. Voisin mit vorderem Höhensteuer, sonst wie Zweidecker nach Fig. 12 gebaut.

Fig. 14. „S. A. F. A.“ Zweidecker der Société Anonyme Française d'Aviation.
 Fig. 15. Zweidecker „Turcat-Méry“, konstruiert von Odier-Vendôme.
 Fig. 16. Zweidecker „Coanda“ mit Turbinen-Propeller. Rechts oben das Laufrad des Propellers, rechts unten ein Propeller von vorn gesehen.
 Fig. 17. Rippe von „Coanda“. H_1, H_2 Holme, L_1, L_2 Leisten, K Klotz.
 Fig. 18 bis 20. Schnitt durch den Turbinen-Propeller von „Coanda“. a Lufteinlaß, b Komus mit Drossel für den Einlaß, c innerer Leitapparat feststehend, d äußeres Leitrad (feststehend), e Laufrad, f, g, h Zahnradgetriebe, Leitkanäle (Düsen) c . (Zeichnung von Conel G. Espitalier, Paris).
 Fig. 21. Laufrad des Turbinen-Propellers von „Coanda“.
 Fig. 22. Schwanzflossen und Steuer des Zweideckers „Coanda“. I Flug links, II rechts, III Höhensteuer nach oben, IV nach unten, V Quersteuerung.
 Fig. 23. Zweidecker „Sloans“. Typ I mit 2 Schrauben.
 Fig. 24. Zweidecker „Sloans“ Typ II mit einer Schraube und vorderem Höhensteuer.
 Fig. 25 bis 27. Zeichnung des neuen Eindeckers von Nieuport. Ansicht von vorn, von oben und von der Seite. h_1, h_2 Höhensteuer, s Seitensteuer, i Schwanzflosse, f federnde Achse für die Anlaufäder r_1, r_2 , k Landungsschufe, m Motor, β Propeller.

Zusammenstellung der im 2. „Salon d'Aéronautique“ ausgestellten Flugzeuge.

Fabrikant	Typ	Anzahl der Sitze	Oberfläche des Flügels (m ²)	Spannweite (m)	Länge (m)	Stabilität (Schräge steuerung)	Motor			Preis (Francs)					
							Fabrikant	Leistung (CV)	Anzahl der Zylinder		Fabrikant	Anzahl	Durchmesser (mm)	Störlänge (mm)	
Antoinette	Eindecker	1	30	450	15,00	12,00	Verwindung	Antoinette	50/60	8	Antoinette	1	2,40	1,80	25,000
Bleriot XI	„	1	14	250	8,90	7,65	„	Gnome	50	7	Intégrale	1	2,80	1,50	24,000
Bleriot XI - 2 bis	„	2	25	350	11,00	8,25	„	„	„	„	1	2,70	1,60	28,000	
Wright (franz.)	Zweidecker	2	50	350	12,50	8,25	„	Barriquand	35	4	Wright	2	2,80	—	25,000
Maurice Farman	„	2	50	420	11,00	11,50	Hilfsflügel	Renault	55/60	8	Intégrale	1	2,60	1,45	25,000
Demois, Clément	Eindecker	1	10	125	5,50	6,20	Verwindung	Clement	25/30	2	„	1	—	—	7,500
Koechlin	„	1	20	380	11,00	9,00	Hilfsflügel	Labor	70	4	Koechlin	1	2,60	1,80	15,000
Hanriot	„	2	25	390	11,70	10,00	Verwindung	Grégoire-Gyp.	60/70	4	Intégrale	1	—	—	26,000
Nieuport	„	1	14	250	8,40	7,50	„	Durrain	20/25	2	„	1	2,00	1,20	18,000
R. E. P.	„	1	25	480	12,80	9,50	„	R. E. P.	50/60	5	R. F.	1	2,60	—	20,000
Thomann	„	1	16	200	7,60	6,90	„	Anzani	20/25	3	Intégrale	1	—	—	8,000
Goupy	Zweidecker	2	22	250	6,00	7,00	Hilfsflügel	Gnome	50	7	Perfeta	1	2,50	1,25	20,000
Henry Farman	„	2	50	500	14,00	10,00	„	„	50	7	Intégrale	1	2,60	1,45	20,000
S. A. F. A.	„	1	22	200	8,00	8,00	Verwindung	R. E. P.	25	3	Normale	1	—	—	10,000
Sommer	„	2	36	325	11,00	12,50	„	Gnome	50	7	Intégrale	1	2,60	1,45	26,000
Sommer	Eindecker	1	17	265	10,50	9,00	Verwindung	„	50	7	Rapid	1	2,60	1,35	20,000
Voisin	Zweidecker	2	—	—	11,00	10,50	Hilfsflügel	„	50	7	Voisin	1	2,50	—	25,000
Turcat Méry	„	2	35	425	8,00	10,00	„	E. N. V.	60	8	Odier	1	—	—	25,000
Tellier	Eindecker	2	26	475	11,80	11,20	Verwindung	Panhard	50/60	6	Tellier	1	—	—	27,000
Alex. Dumas	„	1	13	250	8,39	8,40	„	Clement	40	4	Intégrale	1	—	—	20,000
Henri Fabre	„	2	20	380	14,00	8,50	Automatisch	Gnome	50	7	„	1	—	—	30,000
Faulhan	Zweidecker	2	30	330	12,20	8,50	Verwindung	„	50	7	Normale	1	2,60	variabel	30,000
Coanda	„	2	32	420	10,30	17,50	„	Clerget	50	4	TurboCoanda	1	—	—	18,000
Simplex	Eindecker	1	18	280	8,00	6,50	„	Anzani	35	4	„	1	—	—	1,10
Miniva V. A.	„	1	14	220	6,00	6,00	Hilfsflügel	S. V. A.	200	4	Rapid	1	2,20	1	4,500
de Fischhof	„	2	27	360	11,00	9,00	Verwindung	Daimler	65/70	4	Warcha	1	—	—	27,000
Deperdussin	„	1	15	286	9,00	9,00	„	Clerget	50	4	Rapid	1	1,60	—	27,000
Breguet	Zweidecker	2	26	500	12,20	9,20	„	Renault	55/60	8	R. F.	1	—	—	28,000
Audineau	Eindecker	2	25	300	10,60	9,00	„	Lemale	35	4	Intégrale	1	2,20	1,35	16,000
Vinet	„	1	17	225	8,50	9,00	„	Grégoire-Gyp.	60/70	4	Vinet	1	2,30	1,30	12,000
Chassany	„	1	16	200	8,00	7,50	„	Viale	39/55	3	„	1	2,10	1,10	12,000
Sylphe	„	1	22	280	9,40	10,00	Hilfsflügel	Berthand	50	4	Progressive	1	2,66	1,35	12,000
Sloans	Zweidecker	2	49	391	10,95	9,40	„	Gnome	50	7	Sloans	1	2,60	1,60	27,000
Simplex	Eindecker	1	26	380	9,50	8,20	Verwindung	Grégoire-Gyp.	35/40	—	L. E.	2	2,36	2,15	15,000
Kégy	„	1	—	—	—	—	„	„	—	—	„	1	—	—	—
Fregate	„	1	20	230	11,50	8,00	Verwindung	Grégoire-Gyp.	40	4	A. L.	1	2,40	1,20	15,000
Rossel-Peugeot	„	1	—	—	—	—	„	„	50	7	„	1	—	—	20,000
Astra	Zweidecker	2	50	360	12,50	10,50	„	Chenu	55	4	Astra	1	2,60	variabel	25,000
Vuitton	Eindecker	1	37	650	10,8	15,50	Verwindung	Clerget	200	8	Intégrale	1	3,00	4,00	50,000
Hanriot	„	1	17	280	9,00	9,00	„	„	50	4	„	1	2,20	1,15	25,000
de Coster	„	1	16	250	8,60	8,00	„	Anzani	25	3	Flugi	2	2,20	1,60	10,000
Gangler	„	1	25	550	12,00	11,00	„	Grégoire-Gyp.	40/45	4	Intégrale	2	2,25	1,20	15,000

sehen von der doppelten Anordnung der Tragflächen, dem jetzt allgemein üblichen Aufbau der Eindecker.

Das Mittelgerüst (Brücke) des Flugzeuges ist unten zu Schlittenkufen ausgebildet. Zwischen den Kufen sind vorn unter den Flügeln die Anlaufräder angeordnet.

Die Rippen der Tragflächen sind sehr elastisch, so daß sich die Tragflächen unter dem Druck der Luft biegen können. Dementsprechend sind die hinteren Stiele (vertikalen Stützen zwischen den Flügeln) noch vor der Flügelmitte angeordnet.

Die Querstabilität wird in ähnlicher Weise wie bei den Zweideckern von Curtiß und Cody durch Hilfsflügel (Klappen) zwischen den Tragflächen betätigt. (Fig. 14, Tafel XVII.)

Bemerkenswert ist auch der neue Zweidecker von Odier-Vendôme. Die Flügel (Tragflächen) an demselben sind quer zur Flugrichtung geschweift. Auch hier wirkt der Propeller vor den Flügeln und zwar benutzt Vendôme Propeller mit vier Blättern. Dieses Flugzeug wird in dem Automobilwerk Turcat-Méry gebaut unter Leitung des bekannten Führers Rougier. Zum Antrieb dient ein E.N.V.-Motor von 60 PS. (Fig. 15, Tafel XVII.)

Das Anlaufgestell ist sehr einfach und kräftig konstruiert, indem an zwei starken Stielen halbkreisförmige Kufen gelenkig befestigt sind. Diese Kufen sind als Gabeln für die Anlaufräder ausgebildet und vorn durch starke Zugfedern mit den Stielen verbunden. Sobald beim Landen die Räder aufstoßen, schleifen auch die Kufen und vermindern dadurch die Auslaufstrecke. Durch zwei einstellbare Sporen kann die Bremswirkung noch vermehrt werden.

Von dem weit zurückliegenden Führersitz werden, in ähnlicher Weise wie beim Zweidecker von Bréguet, mit einem Handrad, das an einem schwenkbaren Hebel sitzt, die Steuer betätigt. Für einen Zweidecker im Gewicht von 500 kg hat dieses Flugzeug verhältnismäßig kleine Abmessungen. Die Flügel ergeben nur 35 qm bei einer Klasterung von 8 m. Die Länge beträgt ebenfalls nur 8 m.

Ein Zweidecker, welcher im »Salon Aéronautique« sehr großes Interesse erweckte, ist der Zweidecker von Coanda, an welchem mehrere neue Konstruktionen zur Ausführung kamen. Vor allem ist dies der erste Drachenflieger, bei dem zum Vortrieb an Stelle der Schraube ein anderes Organ benutzt wird, und zwar eine Art Turbinengebläse. Dann zeigt dieser Drachenflieger eine andere Anordnung der Schwanzflossen, indem dieselben nicht horizontal und vertikal stehen, sondern um 45 Grad versetzt, ähnlich einem Andreaskreuz. Auch der Querschnitt der Flügel ist abweichend vom üblichen Querschnitt, indem die Unterseite statt einer Kurve zwei Kurven von verschiedenem Krümmungsradius aufweist. Die Oberseite der Flügel hat dieselbe Krümmung wie bei anderen Drachenfliegern. (Fig. 16 bis 22, Tafel XVII.)

In seiner Bauart ähnelt dieser Zweidecker im übrigen den Eindeckern, namentlich dem Antoinette. So ist der Rumpf als Boot gestaltet und die Anordnung der Sitze und Steuerräder ist die gleiche wie bei Antoinette.

Die untere Tragfläche hat eine erheblich geringere Spannweite, etwa die Hälfte, als die obere Tragfläche hat.

Das Gerüst der Flügel ist unter dem Gesichtspunkte konstruiert, mit möglichst wenig Spanndrähten auszukommen. Die Querholme bestehen aus starken Stahlrohren; die Rippen dagegen aus Holzleisten, die Bespannung aus dünnen Holzfournieren. In gleicher Weise sind die Schwanzflossen und Steuer hergestellt.

Die Unterseiten der Flügel tragen an den Rippen dünne Führungsflossen, ähnlich wie beim Eindecker von Moissant (siehe Heft 12, Tafel IX, Fig. 18 und 19).

Es sei hierbei bemerkt, daß Coanda vor der Konstruktion seines Flugzeuges viele Versuche bezüglich der Form der Flügel angestellt hat, und zwar machte Coanda seine Versuche auf dem Verdeck eines Eisenbahnwagens, der durch eine Schnellzuglokomotive mit verschiedener Geschwindigkeit gezogen wurde. Die Luftdruckverhältnisse entsprechen hierbei ziemlich den Verhältnissen, unter welchen die Flügel beim Fluge eines Drachenfliegers wirken. Coanda gibt an, daß die von ihm gewählten Querschnittsformen der Flügel das beste Tragvermögen ergeben und will seinen Drachenflieger bis 33 kg pro qm belasten. Die Belastung auf die

Flächeneinheit ist beim Flugzeug Coanda auch für einen Zweidecker sehr hoch, denn unbesetzt beträgt das Gewicht 420 kg bei einer Spannweite von 10,3 m und 1,75 m Tiefe der oberen Flügel, wobei die oberen und unteren Flügel zusammen eine Oberfläche von 32 qm ergeben. Mit zwei Personen besetzt, Benzin und Öl beträgt das Gewicht sicher 600 kg, demnach die Belastung pro qm ca. 20 kg. Die Länge über alles beträgt 12,50 m.

Die oberen und unteren Flügel sind durch starke Stiele (Stützen) aus Stahlrohr miteinander verbunden, die an den Querholmen der Flügel angreifen. Zwischen diesen Stielen ist das Boot eingeschoben und mit den Stielen bzw. oberen Holmen durch Stahlkabel verbunden. Diese Verbindung gewährt eine gewisse Elastizität, wodurch bei einem harten Landungsstoß eine Beschädigung des Flugzeuges weniger leicht vorkommen kann.

Das Anlaufgestell besteht aus zwei Rädern mit einer zwischen denselben gelagerten Kufe. Das Radgestell ist sehr niedrig gebaut, so daß die unteren Flügel dicht über dem Erdboden stehen, wodurch beim Landen die Luft zwischen Flügel und Boden verdichtet wird, um als elastisches Luftpolster den Landungsstoß zu mildern.

Beachtenswert ist die Steuerung. Die Höhen- und Seitensteuerung wird durch dieselben Flächen beeinflusst, und zwar werden die beiden Steuerflächen der linken Seite durch das linke Handrad, die der rechten Seite durch das rechte Handrad bedient. Werden z. B. nur die linksseitigen Flächen verstellt, wie bei I Fig. 22, so ergibt dies Seitensteuerung nach links, werden die rechten Flächen verdreht, so ergibt dies Seitensteuerung nach rechts, (II) werden sämtliche vier Flächen nach oben oder unten verdreht, so ergibt dies Höhensteuerung nach oben oder unten. (III, IV) Schließlich können die Flächen einer Seite nach oben, die der anderen nach unten gestellt werden (V), wodurch die Querstabilität beeinflusst wird.

Am beachtenswertesten beim Flugzeug von Coanda ist der Ersatz der Schraube durch einen Turbinenpropeller. Die Vorteile dieses Propellers sind der geringe Durchmesser und der geschlossene Bau, da die Turbine in einem allseitig geschlossenen, etwas konischen Gehäuse wirkt, also vor Beschädigungen besser als ein Schraubenpropeller geschützt ist. Nach Versuchen, die Coanda angestellt hat, ist auch der Wirkungsgrad des Turbinenpropellers besser als der Wirkungsgrad, den die besten heutigen Luftschrauben aufweisen, denn mit einem 50 PS-Motor hat Coanda bei seinen Versuchen am Stand einen Zug von 220 kg erhalten. Es muß überraschen, daß diese Turbine mit ihrer hohen Luftgeschwindigkeit und Reibung einen besseren Wirkungsgrad als eine gute Schraube ergeben soll.

Die Turbine, welche die Zeichnungen (Fig. 19—20) im Querschnitt zeigen, besteht im wesentlichen aus einem feststehenden inneren Leitapparat *c* an einem trichterförmigen Lufteinlaß *a* mit Drosselkonus *b*, dem rotierenden Schaufelkranz *e* und dem feststehenden äußeren Leitschaukelkranz *d*. Der Antrieb erfolgt mittels einer Zahnradübersetzung *f*, *g*, *h* ins schnelle übersetzt. Und zwar macht die Turbine bei 1000 Touren des Motors 4000 Touren. Der Motor ist ein 50 PS-Clerget mit vier stehenden Zylindern.

Man kann das Flugzeug von Coanda, namentlich dessen Turbinen, als den Clou des »Salon Aéronautique« bezeichnen, und sehen alle Fachleute der praktischen Erprobung dieses in aller Stille konstruierten Apparates mit großem Interesse entgegen. Wir hoffen, über den Ausfall der Versuche bald berichten zu können. Die Zahnrad-Übersetzung bei der hohen Tourenzahl der Turbine erscheint bedenklich.

Einen sonderbaren Eindruck macht der Zweidecker von Sloan. So bewunderungswert die Werkmannsarbeit daran ist, scheint an der Formgebung manches bedenklich. Die seitlich herabgebogene Oberfläche soll als Fallschirm, die seitlich hinaufgebogene Unterfläche stabilisierend wirken. (Ferber.) Der ganze Apparat, der nach eigener Aussage seiner Erbauer nicht schnell ist, ist nur auf Sicherheit bzw. Gefährlosigkeit (es sei hierbei auf den deutschen Zweidecker von Sch. Nudelsky verwiesen, beschrieben in Heft 18, S. 239, Fig. 2 und 3) gebaut. Es ist jedoch nicht zu verkennen, daß der Apparat einen sehr großen seitlichen Widerstand besitzt und infolge der starken allseitigen

Wölbung der oberen Fläche eine nur geringe Längsstabilität besitzt, welche durch das vordere Höhensteuer noch weiter gefährdet wird. Tatsache ist, daß das Flugzeug infolge seiner Form sehr fest ist, so daß nur wenig Spanndrähte notwendig sind.

Die Flugmaschine besitzt einen Rumpf à la Blériot, an dessen Ende Seiten- und Zusatzhöhensteuer sind, und welcher die untere Tragfläche in zwei getrennte Teile teilt. Vorne auf der oberen Leiste des Rumpfes sitzt der Motor mit einer direkt gekuppelten Schraube (früher waren es zwei). Die obere Tragfläche ist in 3 Teile zerlegbar. Die Verkleidung für die beiden Sitze gleicht einer Holzbadewanne. Das Fahrgestell ist hübsch durchgebildet; statt der üblichen Gummi-Federringe werden gewundene Stahlfedern verwendet. (Fig. 23 u. 24, Tafel XVII.)

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

B. 53272. Höhen- und Seitensteuerung für Luftfahrzeuge. Adrian Baumann, Kilchberg b. Zürich. (A 22. 2. 09, E 24. 12. 10).

Sch. 31388. Wärmeisolierende Hülle für Luftfahrzeuge. Julius Schwarz, Freiburg i. B. (A 14. 11. 08, E 24. 12. 10).

Sch. 31202. Zerlegbares Luftschiff. Gustav Schworetzky, Eßlingen a. N. (A 19. 10. 08, E 31. 12. 10).

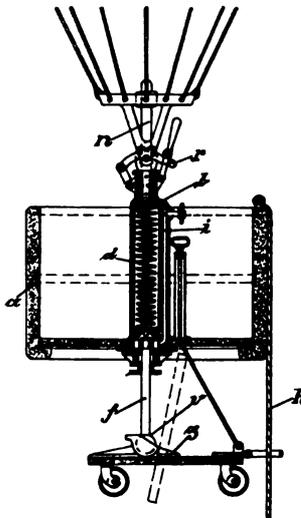
W. 33023. Prallballonhülle mit Stellen geringerer Widerstandsfähigkeit. Berthold Wassermann, Berlin, Alexandrinenstraße 1. (A 28. 9. 09, E 31. 12. 10).

K. 37574. Flugmaschine mit Wendeflügelrädern. Karl Kropp, Deuben b. Dresden. (A 6. 5. 08, E 3. 1. 11).

Sch. 33926. Höhen- und Seitensteuerung für Luft- und Unterwasserfahrzeuge. Werner v. Schütz, Magdeburg, Kleinestraße 6. (A 15. 10. 09, E 7. 1. 11).

Sch. 31283. Landungs- und Abfahrtseinrichtung für Luftschiffe. Ernst Schiele, Hamburg, Pappelallee 23/25. A 30. 10. 08 E 17. 1. 11.

Patent-Erteilungen. Klasse 77 h.

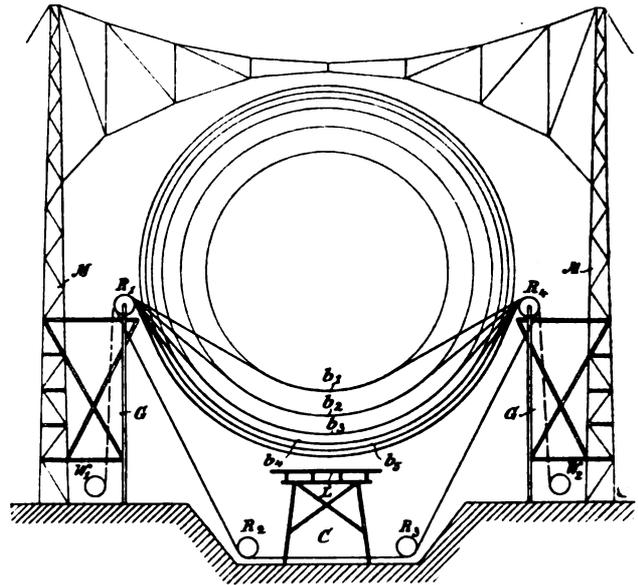


Zu Nr. 224 322.

224 322. Schwimmfähiger Ballonkorb. G. Haurwitz, Hamburg und F. Schmidt, Altona. — Die aus Leichtmetall bestehende, mit Kork umkleidete Gondel *a* nimmt in ihrer Mitte einen Bremszylinder *b* auf, der einer Spiralfeder *d* und einem mit der Stange *f* verbundenen Kolben als Führung dient. An der Stange *f* hängt mittels Kugelgelenks *v* der Wagen *g*, der durch das Schleppseil *h* in die Fahrrichtung eingestellt wird. Durch die Anordnung soll der Stoß bei der Landung vermindert und ein Fahren auf dem Erdboden in jeder Lage ermöglicht werden. Der Rückgang des Kolbens wird durch einen Katarakt *i* verlangsamt. *r* ist eine Vorrichtung zur Lösung des Ballons von der Gondel für den Fall einer Wasser-Landung; dann soll der hochgezogene Wagen als Schwert und die Stange *n* als Segelmast dienen.

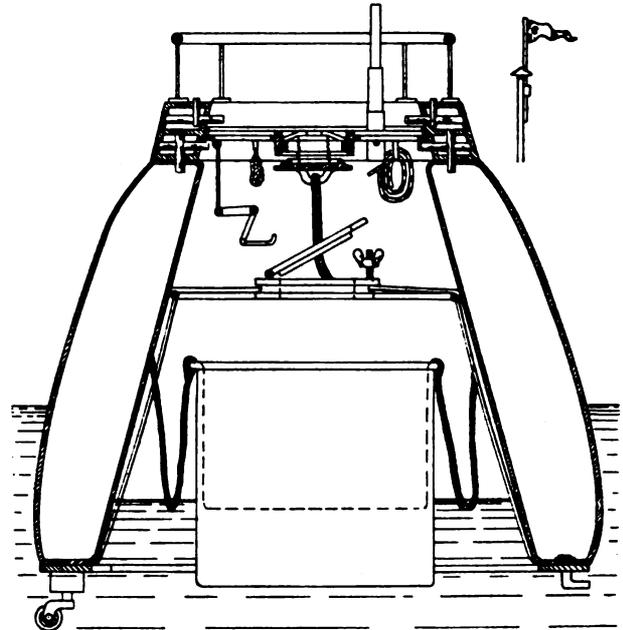
224 894. Bewegliche Lagerung für starre Luftschiffe. C. Huber, Berlin. — Die für das Schütte-Lanzsche Holzluftschiff bestimmte Vorrichtung dient dazu, das Tragkörpergerippe drehbar zu machen, um z. B. beim Einbringen und Befestigen der Kugel- und Ringballonhüllen im Innern das Herumklettern des Personals auf den Lamellen des Luftschiffes zu vermeiden, hingegen stets an derselben Stelle (vom Laufsteg *L* aus) arbeiten zu können. An dem Hilfsgerüst *G* sind die Masten *M* angebracht, die die Rollen *R*₁ und *R*₄ tragen; über diese und die weiteren Rollen *R*₂ und *R*₃ läuft ein endloses Band oder Seil aus Hanf, Leder, Stahl o. dgl., das irgendwie angetrieben werden kann. Solche Seiltriebe *b*₁, *b*₂, *b*₃ usw. sind mehrere hintereinander (etwa 10) über die ganze Länge des Tragkörpers angeordnet, die natürlich bei ihrer Betätigung entsprechend dem Durchmesser des Tragkörpers in ihrer Ebene verschiedene Umfangsgeschwindigkeiten besitzen müssen. Statt der Rollen *R*₂ und *R*₃ können auch zwei

Winden *W*₁ und *W*₂ benutzt werden, deren eine das Band oder Seil auf, deren andere es abwickelt.



Zu Nr. 224 894.

224 276. Fallschirm mit Gaszellen, Zus. z. Pat. 219441. Joh. Mink, Leipzig. — Der »Fallschirm« des Hauptpatents ist dadurch weiter ausgebildet worden, daß Vorrichtungen vorgesehen sind, die ein Niedergehen auf Wasser ermöglichen sollen. Eine besondere Kammer ist für den Aufenthalt der Passagiere eingebaut, ein darunter liegender abgedichteter Raum dient dem Auftrieb, wenn das Gas entwichen ist; Lebensmittel, Hängematten, Strickleitern, ausziehbarer Signalmast, Orientierungsmittel etc. — alles ist an diesem »Fallschirm« vorgesehen. Hauptpatent siehe Heft 6, Seite 72.



Zu Nr. 224 276.

224 422. Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe. Dr. R. Alexander-Katz, Berlin. — Um Luftschiffen bei Landungen in freiem Gelände einen Schutz gegen Winde zu gewähren und das Losreißen zu verhüten, werden an der Seite der Tragkörper Stoffbahnen befestigt und, zu schrägen Zeltwänden ausgespannt, mit dem Erdboden verankert (durch Pföcke und Aufwerfen von Erde od. dgl.). Bei den Luftschiffen, deren Gasbehälter noch von einer zweiten Hülle umschlossen werden, also solchen meist starren Systems, kann die äußere Hülle mit ihrer unteren Hälfte zu genanntem Zweck verwendet werden.

Druckfehler-Berichtigung.

Im Aufsatz »Fachausdrücke« in Heft 20, S. 264, muß es unter B. 1. a heißen: Außenhaut statt Außenkant. V.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. FRITZ HUTH
E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG
DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN.
HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. VON PARSEVAL
DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN
A. WAGENER
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

17. Dezember 1910.

Heft 23.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24-maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bulowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung und Schluß.) S. 293.
Umlauf-Motoren. Von G. Schendel. (Fortsetzung.) S. 300.
Neue Flugzeuge unter Berücksichtigung des „Salon d'Aeronautique“ in

Paris. Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner, Paris und Ansbert Vorreiter. (Fortsetzung.) S. 302.

Vorschläge für einheitliche Fachausdrücke in der Flugtechnik. Von Regierungsbaumeister a. D. Hofmann, Genf. S. 305

Sportliche Nachrichten. S. 307. — Kleine Mitteilungen. S. 307. — Patentschau. S. 307.

Zur gefl. Beachtung.

Die verehrl. Abonnenten werden gebeten, ihr Abonnement umgehend zu erneuern, damit keine Verzögerung in der Zustellung der Zeitschrift eintritt.

Die Verlagsbuchhandlung.

Die Versuchsanlage für Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung und Schluß.)

Ausdehnung und Abstufung der so durchgenommenen Winkelstellungen sind in den einzelnen Fällen sehr verschieden. Mit dem zuerst untersuchten Flügelpaar (IIa) sind, veranlaßt durch die Messungsschwierigkeiten im Anfang, sehr viele Versuche gemacht worden, von denen einige Reihen ganz ausgeschaltet werden mußten. Sonst sind grundsätzlich alle Versuche, die überhaupt ausgewertet wurden, in die Zahlentafeln der β - und \mathcal{M} -Werte und in die graphischen Zusammenstellungen (β - und \mathcal{M} -Kurven) eingetragen worden, welche nun die Axialdrücke und Drehmomente in Abhängigkeit vom Steigungs-

winkel übersichtlich zeigen. Sie geben zugleich eine gute Kontrolle und gestatten eine feinere Interpolation der Versuchswerte. Sie enthalten die Ergebnisse schon in stark verdichteter Form. Nach den früheren Erörterungen ist nicht zu erwarten, daß sie durchaus stetig verlaufen. Die β -Kurven haben meist mehrere Wendepunkte. Im praktisch wichtigsten Gebiet verlaufen sie immerhin ziemlich regelmäßig, so daß man sie in diesem Teil einigermaßen richtig durch empirische Formeln ausdrücken könnte. Bisher haben wir davon aber abgesehen.

Die Bestimmung der \mathcal{M} ist bis herab zu den kleinsten vorkommenden Drehmomenten ziemlich gleich sicher, weil der Drehkraftmesser durch Wechseln der Federn die Empfindlichkeit weit zu steigern erlaubt, und weil Werte von der Größe Null hier nicht vorkommen. Bei den Axialdrücken ist das der Fall, und die Bestimmung der neutralen Winkelstellung des Flügels ($P = \pm 0$) hat, wie wir sahen, besonderes Interesse. Es wurden deshalb meist einige Stellungen mit negativem P hinzugenommen, wodurch man $P = 0$ als Schnittpunkt scharf erhält. Er fällt anscheinend mit dem Kleinstwert von \mathcal{M} , den wir, dem früheren entsprechend, mit \mathcal{M}_0 bezeichnen, nicht immer zusammen, was theoretisch auch nicht unbedingt erforderlich ist. Aus dem flach verlaufenden Minimum der \mathcal{M} -Kurve läßt dieser Punkt sich aber nicht scharf bestimmen. Eine sorgfältigere Untersuchung auf $P = 0$ bei $\alpha = 90^\circ$ konnte unterbleiben.

Auch die Stellung des Höchstwertes von P , wo nach früherem die Wandlung des Strömungsvorganges am Flügel anzunehmen wäre, brauchte nicht genauer aufgesucht zu werden, weil damit praktisch wenig gewonnen wird.

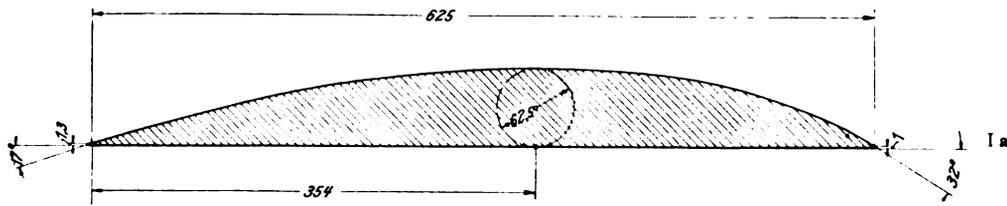


Fig. 13.

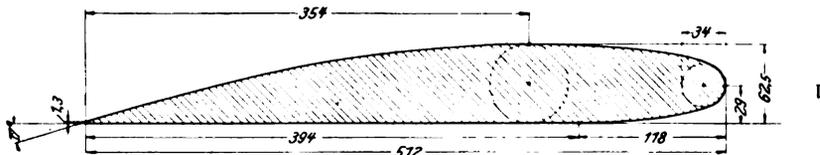


Fig. 14.

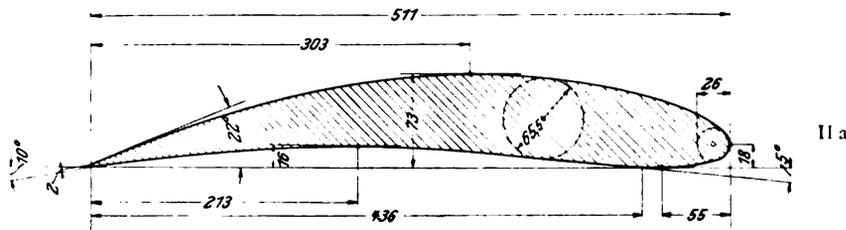


Fig. 15.

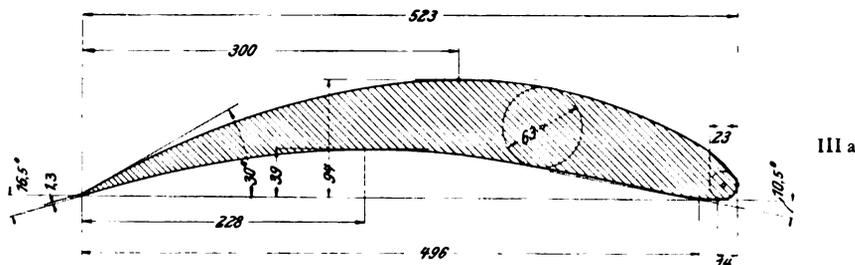


Fig. 16.

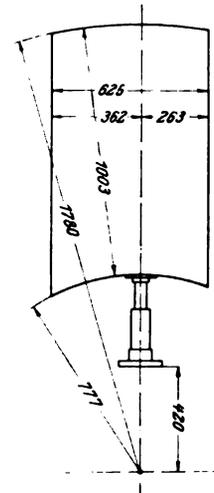


Fig. 13 a.

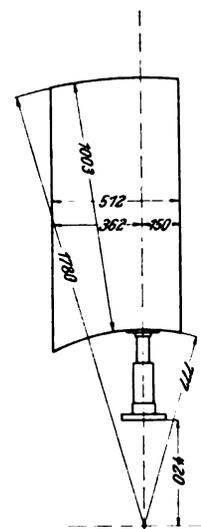


Fig. 14 a.

Versuchsergebnisse mit geraden Flügeln.

Im folgenden sind zunächst die Ergebnisse von 6 geraden Flügeln, Nr. Ia, I, IIa, IIIa, V und Va wiedergegeben, deren Profile mit den geeigneten Maßangaben (gemäß Fig. 6, Heft 12) aus Fig. 13 bis 18 zu ersehen sind. Die zugehörigen Grundrißabmessungen (in Projektion auf die Sehnenebene) zeigen Fig. 13a, 14a und 17a. Sie sind für Nr. I bis IIIa und V und Va gleich bzw. nur in Kleinigkeiten verschieden.

Die Formen I, IIa und IIIa gehören zum Typ 6 unserer Einteilung nach Übersichtstafel 2 (parabolische Wölbungen, vorn gerundet). Sie sind in Breite ($B = \text{rd. } 0,5 \text{ m}$), Dicke und vorderer Abrundung wesentlich gleich und nur in den Wölbungen unterschieden (Wölbungsmaß der Druckseite rund 0, 4, 8 vH).

Flügel Ia ist ähnlich gewölbt, aber vorn scharfkantig (Type 7). Er ist durch Ansetzen der Eintrittskante aus Flügel I entstanden, im rückwärtigen Teil diesem also gleich, Wölbung der Druckseite ebenfalls = 0, aber in Breite (und »Völligkeit«) um rund $\frac{1}{4}$ größer.

Flügel V und Va haben ähnliche Profile wie I und IIa, aber im Verhältnis 5 : 2 verkleinert.

Fig. 19 bis 24 enthalten nun die sämtlichen Versuchswerte Ψ und \mathfrak{M} , die die ursprünglichen Aufnahmen in oben besprochener Weise zusammenfassen. Die entstehenden Ψ - und \mathfrak{M} -Kurven sind die Grundlage der schließlich zu berechnenden Vergleichswerte C , ρ und ζ .

In Fig. 26 bis 31 sind auch diese in Abhängigkeit vom Steigungswinkel dargestellt.

Der allgemeine Verlauf der Ψ - und \mathfrak{M} -Kurven entspricht im ganzen den früher berechneten Kurven (Fig. 9,

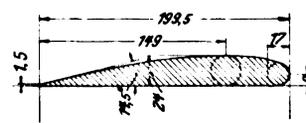


Fig. 17.

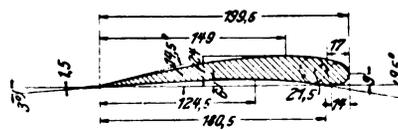


Fig. 18.

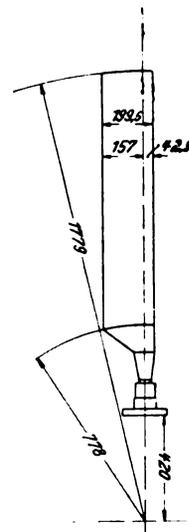


Fig. 17 a.

S. 207) und ist nach den dort gegebenen Gesichtspunkten zu beurteilen. Die Unterschiede im einzelnen werden besonders zu betrachten sein.

Bei den Flügeln I, IIa und IIIa, die rund 0,5 m breit und zunehmend gewölbt sind, ist von stärkeren Unstetigkeiten, die besonders in den β -Kurven zutage treten müßten, nicht viel zu bemerken. Bei I (Druckseite eben)

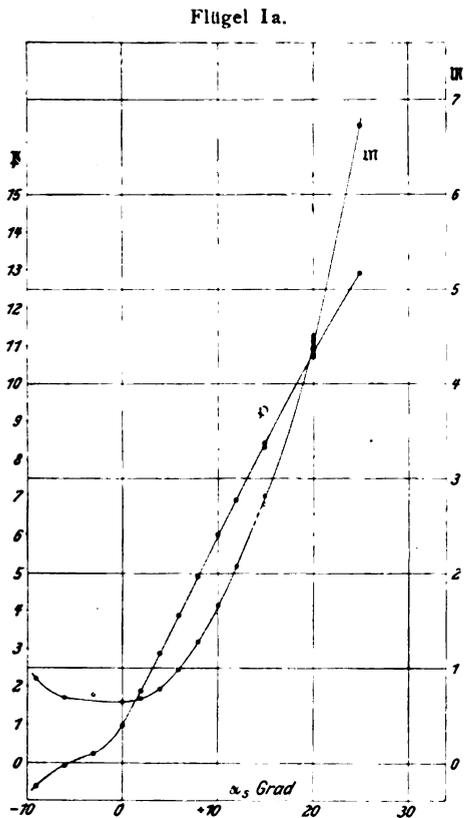


Fig. 19.

ist der Verlauf überhaupt fast glatt. Bei IIa und IIIa (Druckseite gewölbt) zeigen sich bei etwa 20°, also weit unterhalb des Maximums, kleinere Wellen, die zuerst für Versuchsfehler gehalten wurden, die aber nach mehrfacher Nachprüfung doch der Wirklichkeit entsprechen. Sie

treten auch beidemal ähnlich und bei gleichen Winkeln auf. Danach scheint sich schon in dieser Gegend eine Wandlung zu vollziehen.

Höchst auffallende Unstetigkeiten, wesentlich anders als erwartet, zeigen sich bei dem schmaleren Flügel Va ($B = 0,2$ m) mit gleichfalls fischförmigem, beiderseits gewölbtem Profil (Fig. 17). Bei der β -Kurve (Fig. 24) erscheint der ganze Gipfel von $\alpha_s = 15^\circ$ bis 50° gewissermaßen abgebrochen. In diesem Bereich war es durchaus unmöglich, einen klaren Verlauf der Kurve festzustellen. Offenbar kämpfen in diesem ganzen Bereich die beiden früher gekennzeichneten Luftbewegungszustände miteinander; statt auf nützliche axiale Beschleunigung wird von 15° ab schon ein unverhältnismäßiger Teil der aufgewandten Arbeit in der Wirbelung verzehrt, die sonst erst bei viel steileren Flügelstellungen ansetzt. Dabei liegen die Versuchspunkte der P im n^2 -Diagramm auch etwas unregelmäßiger als sonst, doch viel weniger, als man nach der β -Kurve erwarten möchte. Ein Beispiel ist in Fig. 25 ($\alpha_s = 36^\circ$) gezeigt. Der jeweilige Luftbewegungszustand wird also durch Änderung der Drehzahl wenig beeinflusst. Bei Wiederholungen fällt er durch Zufälligkeiten anders aus. Wie man sieht, werden die Drehmomente von den Schwankungen weniger betroffen; die M -Linie in Fig. 25 und auch die M -Kurve in Fig. 24 zeigen weniger Unregelmäßigkeiten. Für die späteren Rechnungen ist schließlich doch durch das Unstetigkeitsgebiet eine, wenn auch etwas willkürlich gezogene β -Kurve benutzt worden, die bei $\alpha_s = 15^\circ$ scharf in den gewöhnlichen, stetig ansteigenden Verlauf übergeht. Die Unsicherheiten der absoluten β -Beträge sind nicht so groß, daß die Rechnung keinen Sinn mehr hätte.

Merkwürdig gut trifft bei den 4 Flügeln (I, IIa, IIIa, Va), bei denen die Versuche über das ganze Bereich bis 90° , wenn auch in groben Stufen, ausgedehnt wurden, die theoretisch vermutete Folgerung zu, daß der Höchstwert von β mit dem Wendepunkt der M -Kurve bei gleichem Stellungswinkel zusammenfallen müsse. Selbst in dem Unstetigkeitsbereich an den Flügeln Va ist ganz absichtslos die Übereinstimmung zustande gekommen.

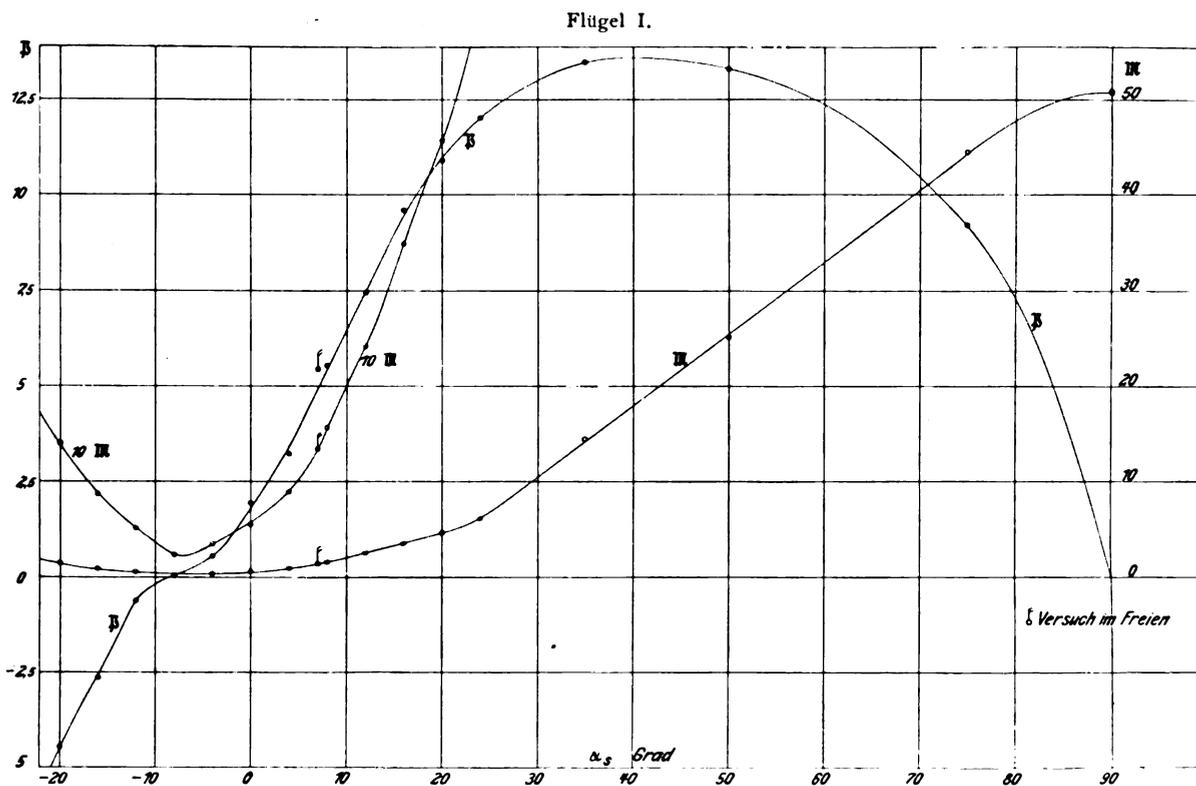


Fig. 20.

Zum Teil, besonders bei den Flügeln I, ist allerdings die \mathcal{M} -Kurve auf ein so langes Stück fast geradlinig, daß der Wendepunkt sehr unbestimmt ist.

genauere Verfolgung der Erscheinungen über der Unstetigkeitsgrenze bei allem theoretischen Interesse nicht viel Nutzen. Größter Wert ist natürlich auf sichere Be-

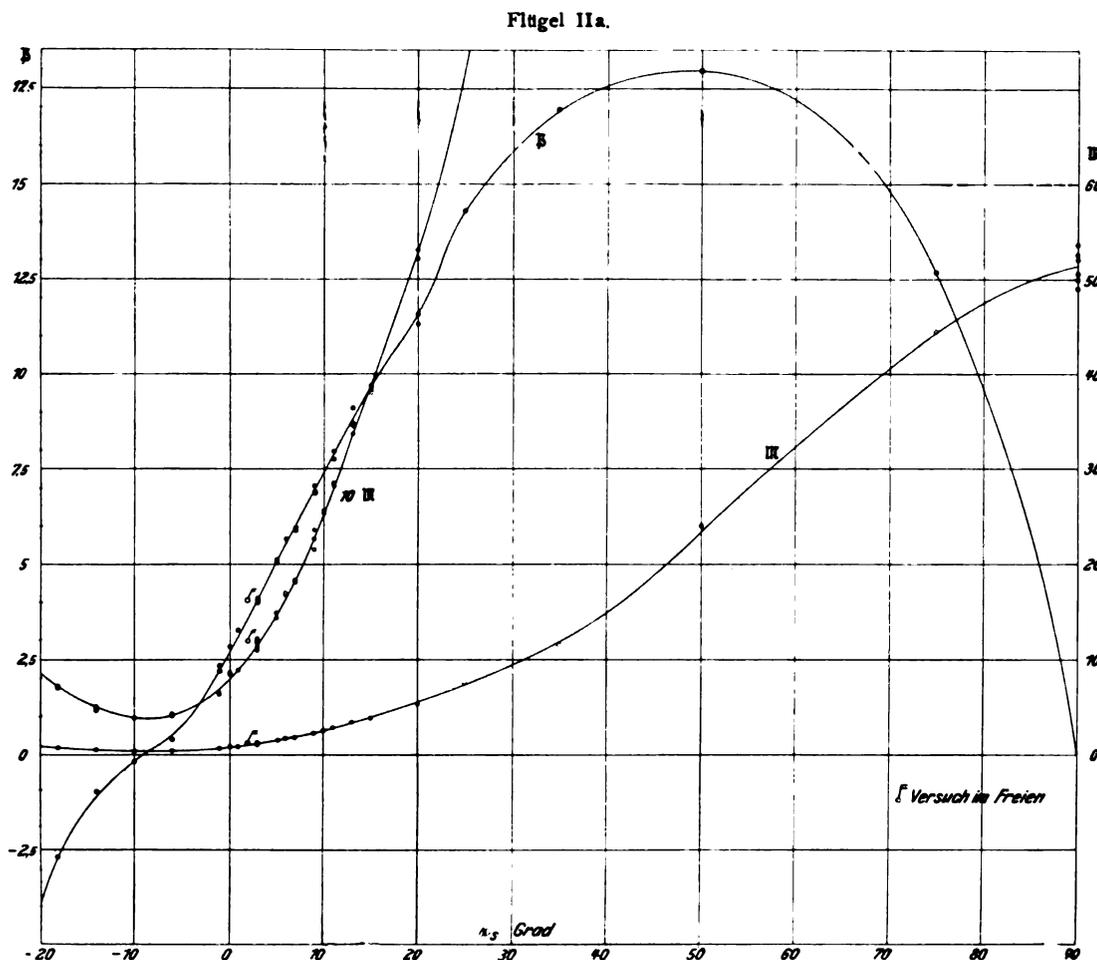


Fig. 21.

Da das praktisch wichtige Gebiet der Stellungen stets bei den kleineren α , liegt, so bräuchte eine mühsame, stimmung der Kurven zwischen 0° und 20 bis 30° gelegt worden, wo die Höchstwerte der Kraftausnutzung C und

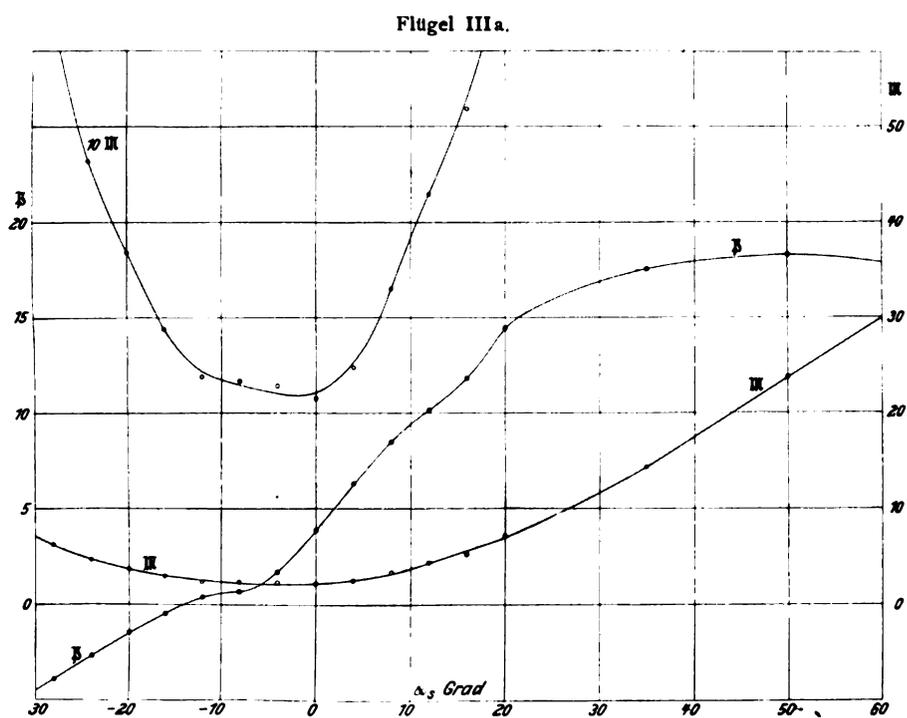


Fig. 22.

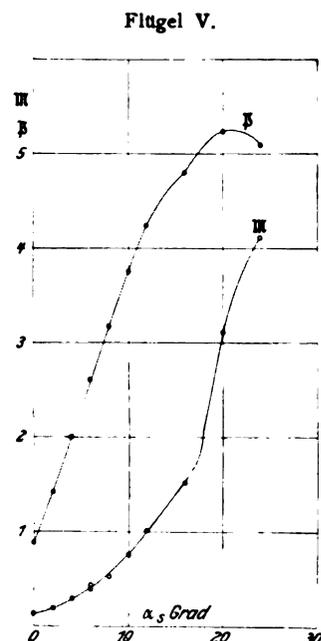


Fig. 23.

des Gütegrades ζ liegen. Der Berechnung dieser Größen wurden nicht mehr die Versuchswerte selbst, sondern den Kurven entnommene, interpolierte \mathfrak{P} - und \mathfrak{M} -Werte zugrunde gelegt. Die Notwendigkeit und Bedeutung der Vergleichswerte C , ν und ζ haben wir im Abschnitt über die Vergleichsrechnungen dargetan. Wir wiederholen sie kurz, um zugleich noch einige praktische Vereinfachungen zu treffen.

Für die Kraftausnutzung war bei einer Schar geometrisch ähnlicher Schrauben die Größe C maßgebend. Wir geben ihr hier noch eine anschaulichere Deutung: Es war (Gl. I)

$$\frac{P}{L} = \frac{C}{u}$$

praktischer $\mathfrak{P} = P/n^2 \cdot 10^{-4}$). ν ist dann also definiert durch

$$P = \nu \cdot R^4 \cdot \left(\frac{n}{100}\right)^2,$$

woraus andererseits bei beliebigem R und n die Drücke zu berechnen sind. Für die Flächenausnutzung als solche ergibt sich der einfache Ausdruck

$$\frac{P}{F} = \frac{0,09}{r^3} \cdot \nu \cdot u^2 = 0,0029 \nu u^2$$

in kg/qm. ν bedeutet unmittelbar den Axialdruck einer Schraube von 1 m Radius bei $n = 100$ minutlichen Umdrehungen.

Flügel Va.

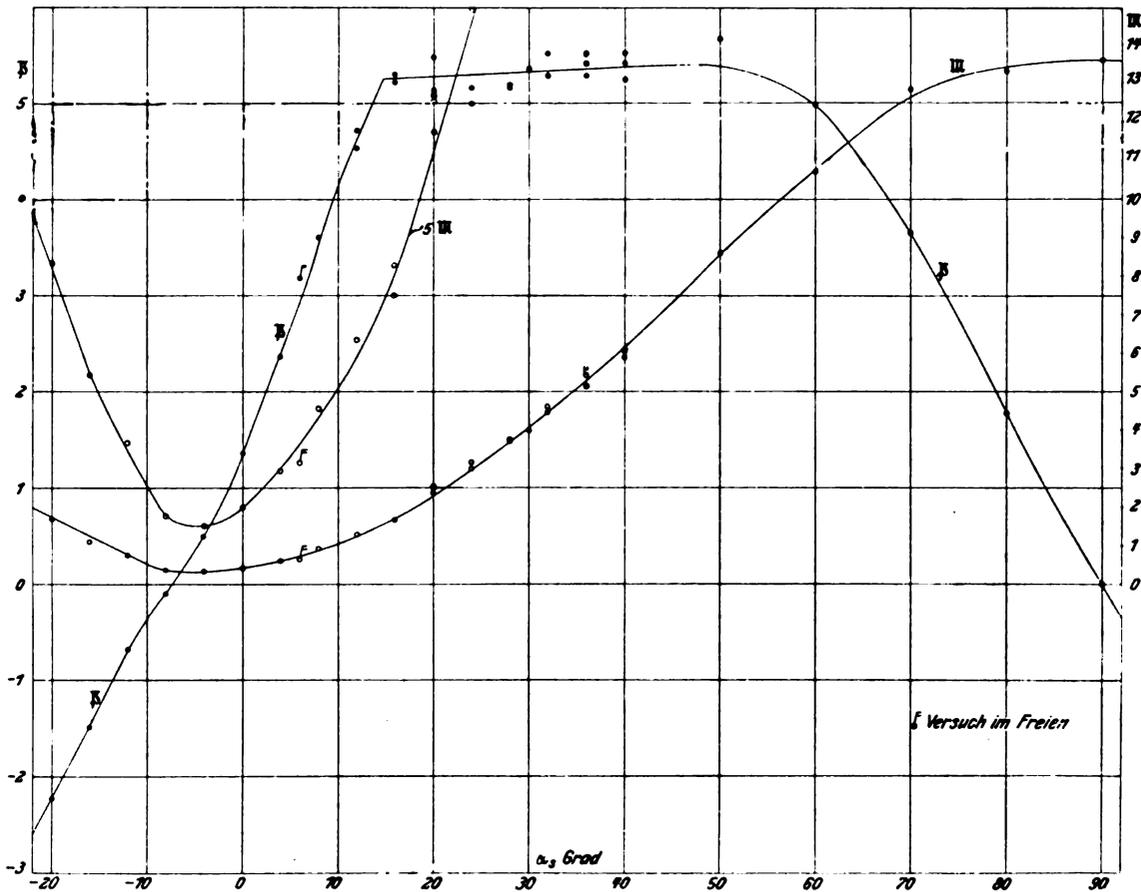


Fig. 24.

Multiplizieren wir beide Seiten mit 75, so steht links im Nenner die Leistung in Pferdestärken ($N = \frac{L}{75}$), und wir haben:

$$\frac{P}{N} = C \cdot \frac{75}{u}$$

C ist also auch unmittelbar der Axialdruck pro Pferdestärke, wenn die Schraube mit $u = 75$ m/sec. Umfangsgeschwindigkeit läuft, ein Wert, der praktischen Verhältnissen gerade gut entspricht. C berechnet sich einfach aus seiner Definition:

$$C = \frac{P}{M} \cdot R = \frac{\mathfrak{P}}{\mathfrak{M}} \cdot R.$$

Die Flächenausnutzungsgröße ν war bestimmt als $\nu = \frac{\mathfrak{P}}{R^4}$ (Gl. II), mit $\mathfrak{P} = P/\bar{\omega}^2$; jetzt setzen wir auch hier

Schließlich war der Gütegrad ζ , der in früher näher bezeichnetem Sinne die Kraft- bzw. Flächenausnutzung der Schraube zu den höchsten theoretisch erreichbaren in Vergleich setzt, bestimmt durch

$$\zeta^3 = \frac{\nu \cdot C^2}{2 \mu \pi}$$

(Gl. IV), worin ν auf $\bar{\omega}$ bezogen war. Jetzt ist der Ausdruck noch mit $\left(\frac{0,3}{\pi}\right)^2$ zu multiplizieren, um mit dem eben berechneten ν weiter rechnen zu können. Durch

1) Es ist immer $\mathfrak{P}\bar{\omega} = \mathfrak{P}_n \cdot \left(\frac{0,3}{\pi}\right)^2$, wie man aus $\bar{\omega} = \frac{2\pi n}{60}$ leicht herleitet. \mathfrak{P} bezogen auf n ist also rd. 100 mal größer als \mathfrak{P} , bezogen auf $\bar{\omega}$. Die Unterscheidungszeichen haben wir sonst weglassen, weil Verwechslungen kaum vorkommen können. Zahlenangaben beziehen sich stets auf \mathfrak{P}_n . Entsprechendes gilt für $\mathfrak{M}\bar{\omega}$ und \mathfrak{M}_n .

Einsetzen von $\mu = \gamma_0/g$ mit unserem $\gamma_0 = 1,200$ und $g = 9,81 \text{ m/sek}^2$ erhalten wir

$$\zeta = 0,228 \sqrt[3]{p C^2}$$

als bequemste Rechnungsformel für ζ , nachdem p und C schon berechnet waren.

Diese drei Vergleichsgrößen sind also in den Zahlen- tafeln der Versuchsergebnisse hinzugefügt. In den graphi- schen Darstellungen (Fig. 26 bis 31) sind nur die Größen C und ζ in Abhängigkeit vom Stellungswinkel α_s aufge- zeichnet, weil die Vergleichszahl der Flächenausnutzung p schon durch die \mathfrak{P} -Kurven gekennzeichnet ist; p ist bei konstantem R offenbar proportional \mathfrak{P} .

Die C - und ζ -Kurven haben je nach der Stetigkeit der \mathfrak{P} - und \mathfrak{M} -Kurven einen mehr oder weniger glatten Verlauf. Die C -Kurven entsprechen im allgemeinen durch- aus dem, was nach der früheren Ableitung (Fig. 10) zu erwarten war. Das Wesen der Erscheinungen ist damit also zutreffend erklärt. Die Höchstwerte von C liegen

Wichtiger sind die Höchstwerte von ζ , die natürlich erst bei etwas größerem α_s auftreten, da sie in der theoretisch bedingten Weise zwischen Kraft- und Flächen- ausnutzung vermitteln. Sie gleichen, da C quadratischen Einfluß hat, etwas verschobenen und abgeflachten C -Kurven. Die Maxima sind, besonders bei den Formen mit ge- wölbter Druckseite (IIa, IIIa, Va), auf ein etwas breiteres Winkelbereich ausgedehnt und werden in dieser Gegend von geringen Winkelunterschieden wenig verändert, die aber in C und p große Verschiebungen hervorbringen.

Tabelle 4 gibt nun eine Übersicht der bisher ge- zeigten Untersuchungen in einer für die weiteren Vergleiche geeigneten Form. Darin sind zunächst die Hauptmerk- male der Profile nach Maßgabe der früheren Überlegungen zusammengestellt; den Höchstwerten von ζ sind dann die zugehörigen Werte C und p und der entsprechende Stellungswinkel α_s zugefügt, schließlich sind den \mathfrak{P} - und \mathfrak{M} -Kurven noch einige zur Beurteilung wichtige Angaben entnommen.

Daß sich aus sechs solchen Untersuchungsreihen, obwohl sie schon ein großes Versuchsmaterial darstellen, bereits allgemeine, einheitliche Folgerungen ziehen lassen, ist nach dem früher Erörterten nicht zu erwarten. Da- her sollen nur einige Punkte hervorgehoben werden.

Wir haben bei überall gleichem R drei Fälle (I, IIa, IIIa) mit gleicher Breite ($B = \text{rd. } 0,5 \text{ m}$) und gleicher Dicke ($S = \text{rd. } 60 \text{ mm}$), bei denen nur die Wölbungen verschieden sind. Mit zunehmender Wölbung ($\frac{T}{B}$ und $\frac{H}{B}$) nimmt ζ_{max} ab. Form I mit ebener Druckfläche hat von diesen den höchsten Gütegrad. Der Einfluß der Wölbung ist aber nicht einheitlich: C nimmt mit der Wölbung anfangs zu, dann wieder ab; p verhält sich umgekehrt. Die starke Wölbung bei IIIa gibt die höchste Flächen- ausnutzung ($p = 1,17$), der Leergangswiderstand \mathfrak{M}_0 ist dabei sehr groß, zehnfach größer als bei Form I; die Kraftausnutzung erscheint im Hinblick darauf noch ver- hältnismäßig gut.

Form Ia ist mit I in Vergleich zu ziehen: sie ist aus I dadurch entstanden, daß die vordere Abrundung in eine scharfe Kante ausgezogen ist. Der Flügel, bzw. die ebene Druckfläche ist dadurch um ein Viertel breiter geworden; in diesem Verhältnis ist also auch die Flächen- bedeckung (Völligkeit) des Schraubenkreises gestiegen. Trotzdem ist p etwas gesunken; C und ζ sind aber höher geworden. \mathfrak{M}_0 hat sich gegenüber der gerundeten Form I erheblich vergrößert; die neutrale Lage hat sich nach $\alpha_s = 0$ hin verschoben.

Die Flügel V und Va sind mit I und IIa zu ver- gleichen; sie haben ähnliche, jedoch in Breite und Dicke bedeutend verkleinerte Profile; $B = 0,2$ gegen $0,5 \text{ m}$. Die Völligkeit beträgt also nur noch 40 v. H. der früheren. Die Flächenausnutzung ist dementsprechend sehr ge- sunken, die Kraftausnutzung aber erheblich gestiegen.

Flügel Va.

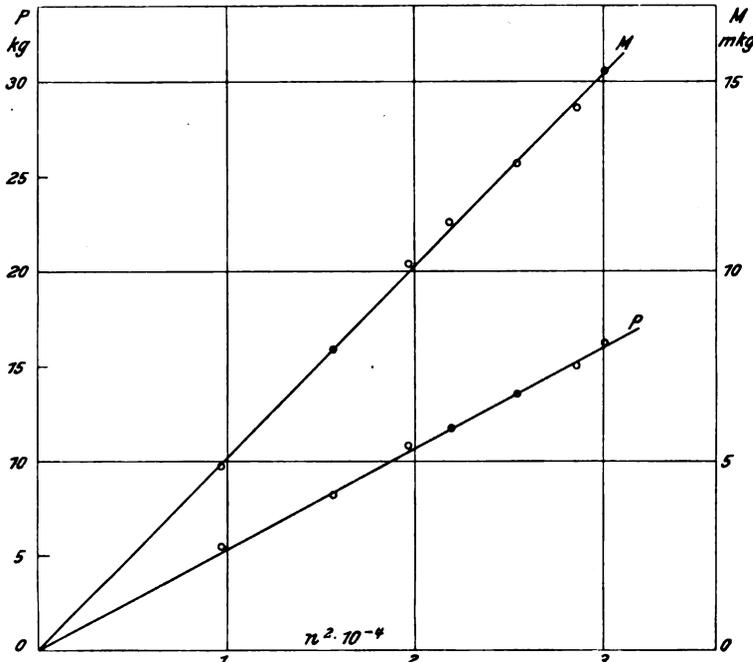


Fig. 25.

dementsprechend stets bei sehr kleinen Stellungswinkeln, wo der immer steiler ansteigende Verlauf fast in einer Spitze plötzlich abgebrochen wird. Um die Lage genau zu finden, müssen die Versuchswerte \mathfrak{P} und \mathfrak{M} sehr eng interpoliert werden. Die Höhe ist schon etwas bedingt durch den Widerstand der Nabe mit den freien Arm- stumpfen, der als ein in allen Fällen gleicher und im all- gemeinen belangloser Betrag nicht in Betracht gezogen ist.

Tabelle 4.

Flügel Nr.	Radius außen R m	Breite B v. H.	Wölbung		Dicke S v. H.	Ab- rundung vorn S_e v. H.	ζ_{max} und zugehöriges				$\mathfrak{M}_{\text{min}}$	α_s für			$\mathfrak{P}_{\text{max}}$	$\mathfrak{M}_{\text{max}}$ (bei $\alpha_s = 90^\circ$)
			Druck- seite $\frac{T}{B}$ v. H.	Saug- seite $\frac{H}{B}$ v. H.			v. H.	C	p	α_s Grad		$\mathfrak{M}_{\text{min}}$ Grad	$\mathfrak{P} = 0$ Grad	$\mathfrak{P}_{\text{max}}$ Grad		
Ia	1,780	35,1	0	10	10	0	67,2	6,3	0,64	11	0,63	-2	-5	-	-	-
I	1,780	28,8	0	12	12	6,6	66,5	5,7	0,75	12	0,22	-8	-8	40	13,6	50,7
IIa	1,788	28,6	3,7	14	13	5,1	63,5	6,05	0,595	7	0,38	-8	-9	49	18,0	51,6
IIIa	1,779	29,4	8	18	12	4,4	60,2	4,0	1,17	15	2,2	-2	-14	50	18,3	53,6
V	1,779	11,2	0	12	12	8,5	74,5	11,6	0,26	6	-	-	-	20...	5,2	-
Va	1,779	11,2	3,3	12	11	8,5	63,8	7,05	0,44	11	0,3	-5	-7	15...50	5,3	13,6

Bei leicht gewölbter Druckfläche (Va) ist der Gütegrad derselbe wie bei der entsprechenden breiten Form (IIa); bei ebener Druckfläche (V) ist er noch erheblich höher als bei I; wäre die Flächenausnutzung nicht so gering, so wäre diese Form mit 75 v. H. der theoretisch erreichbaren Wirkung schon als recht günstig zu bezeichnen. Die neutrale Lage ist bei dieser Form nicht aufgesucht worden. Wie die zugehörige \mathfrak{M} -Kurve zeigt, ist \mathfrak{M}_0 aber

Es dürfte deshalb nicht zu weit gegriffen sein, wenn wir im mitgeteilten Versuchsplan eine zuerst vielleicht überflüssig groß erscheinende Anzahl von Profilen zu systematischer Durchnahme aufgestellt haben.

Um die Leistungsgrößen der Tafel 4 mit anderweitigen Versuchsergebnissen zu vergleichen, mögen hier noch die entsprechenden Angaben für Ch. Renards »Helix optima« folgen, die, wie unsere spätere Zusammen-

Flügel Ia.

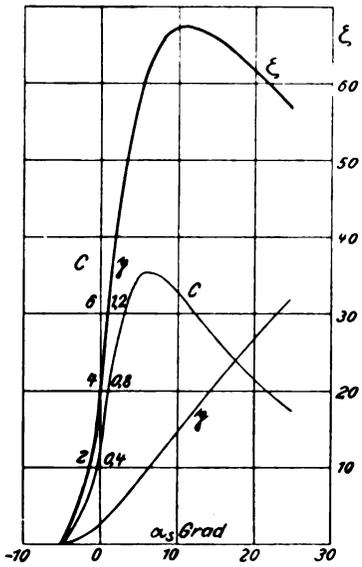


Fig. 26.

Flügel I.

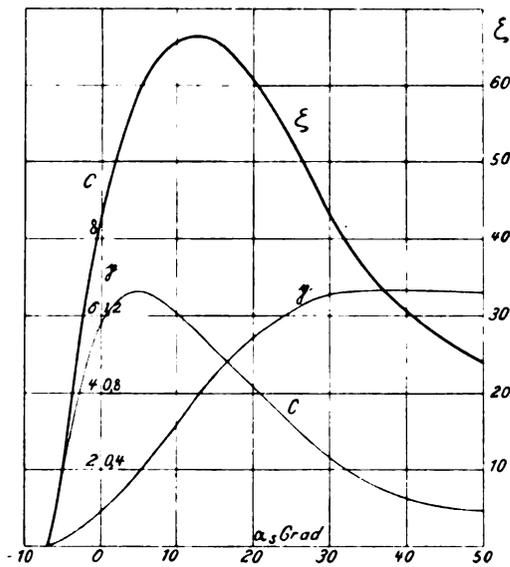


Fig. 27.

Flügel II.

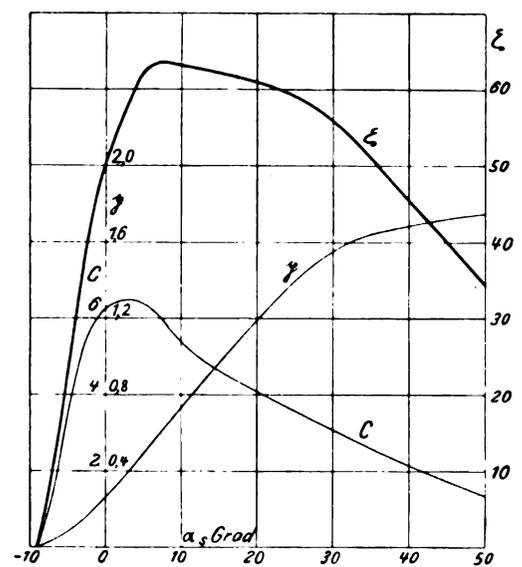


Fig. 28.

Flügel IIIa.

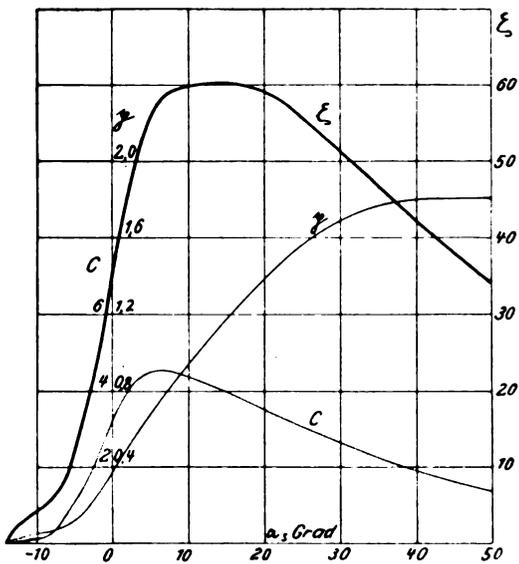


Fig. 29.

Flügel V.

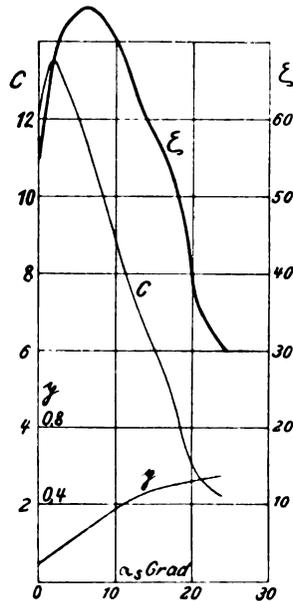


Fig. 30.

Flügel Va.

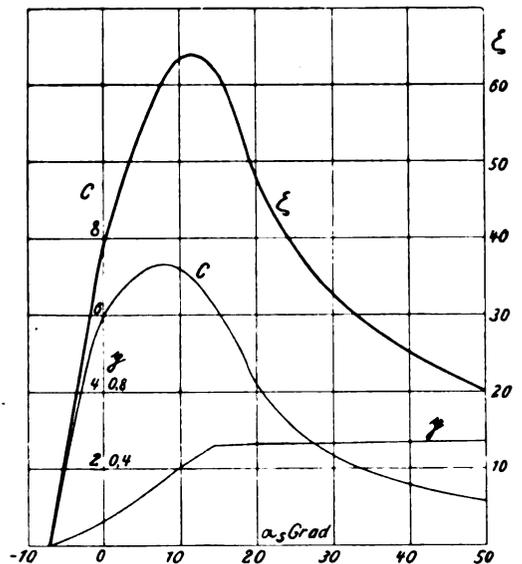


Fig. 31.

äußerst klein (etwa 0,1), während es bei Va noch erheblich höher ist als bei dem so viel größeren, aber ebenen Flügel I. Die leichte Wölbung der Druckseite (rund 1 : 30) hat also bei dem schmalen Flügel den erwarteten, sehr erheblichen Einfluß; sie steigert die Flächenausnutzung, allerdings sehr auf Kosten der Kraftausnutzung. Bei den breiteren Flügeln tritt diese Wirkung erst bei stärkerem Wölbungsgrad deutlich hervor.

Im ganzen sieht man aus dieser Zusammenstellung, daß die Einflüsse sehr durcheinandergehen. Um sie klar sondern zu können, sind viele Vergleichspunkte nötig.

stellung noch näher zeigen wird, von neueren Versuchen noch nicht nennenswert übertroffen ist. Renard hatte bekanntlich unter verschiedenen Schrauben mit konstanter Steigung (H) diejenige mit $H = 0,75 D$ als wirksamste ermittelt. Über Profil, Umrißform usw. dieser Schraube ist Genaueres nicht bekannt. Wie man aus Abbildungen sehen kann, war sie recht scharf geschnitten, nach außen verjüngt und abgerundet; insofern müßte sie unseren geraden, außen immer unvorteilhaft dicken Flügeln (mit konstantem Profil) erheblich voraus sein.

Renard hat für diesen Schraubentyp folgende Leistungsformeln angegeben:

$$P = 0,026 n^2 D^4.$$

$$L = 0,01521 n^3 D^5,$$

worin n hier die sekundliche Drehzahl, D den äußeren Durchmesser, P und L , wie sonst, Axialschub und Antriebsleistung bedeuten. Unsere Vergleichsgrößen ergeben sich daraus leicht zu

$$C = 5,37; \quad \rho = 1,15; \quad \ddot{\rho} = 0,734.$$

Der Gütegrad ist also nicht höher, als wir ihn schon bei der geraden, nicht verjüngten Form bald erreicht haben. Unsere Flügel V sind, nach dem Gütegrad beurteilt, der Renardschen gleichwertig. Sie geben mehr als doppelte Kraftausnutzung auf Kosten der Flächenausnutzung, die entsprechend fast vierfach kleiner ist. Bei planmäßiger Durchnahme der Profile kann man danach annehmen, daß schon mit geraden Flügeln die Renardschen Zahlen übertroffen werden können.

Umlauf-Motoren.

Von G. Schendel. (Fortsetzung.)

Bei dem Gnôme-Motor trifft die Voraussetzung der Öl-freiheit allerdings ganz und gar nicht zu. Um, trotz der hohen Drücke zwischen Kolben und Zylinder, einen Dauerbetrieb aufrechterhalten zu können, muß der Kolben geradezu in Öl schwimmen. Da läßt es sich nicht vermeiden, daß Öl nicht nur seitlich am Kolben vorbei, sondern auch durch das Saugventil in den Verbrennungsraum kommt, und zwar in solchen Mengen, daß es auch wieder zum Auspuff hinausfliegt, wie die hinteren Teile eines mit einem Gnôme-Motor ausgerüsteten Aeroplans beweisen, die eigentlich nur einen einzigen großen Fettfleck darstellen. Gewöhnliches Motorenöl würde unter diesen Umständen sich stark zersetzen, die Zündkerze durch seine Rückstände verschmutzen und das Auspuffventil versetzen. Für den Gnôme-Motor muß deshalb Rizinusöl verwendet werden, und zwar, wie wir gesehen haben, in beträchtlichen Quantitäten, so daß man ihm nicht nachrühmen kann, er sei wirtschaftlich.

Aus diesem Grunde haben die Gnôme-Werke auch Motoren mit äußerer Zuführung und außenliegendem Einlaßventil (siehe Heft 20) erprobt, jedoch ohne befriedigende Erfolge, soweit bisher bekannt geworden ist.

Wie gesagt, sind dies anormale Zustände. Bei einem auf Wirtschaftlichkeit gebauten Umlaufmotor liegen die Verhältnisse günstiger, wie ich an anderer Stelle nachweisen werde.

Bei gewöhnlichen Motoren mit feststehenden Zylindern hat sich diese Anordnung des Saugventils nicht eingeführt und ist auch weniger zu empfehlen, denn dort hat man bei einem außenliegenden Ventil immerhin die Möglichkeit, sich durch einen Blick von seinem richtigen Funktionieren zu überzeugen und eventuell etwas nachzuhelfen. Bei einem Motor mit kreisenden Zylindern fällt dieser Einwand fort, da man sowieso die Ventile beim Lauf nicht beobachten kann.

Das Saugventil im Kolben hat, wie mir Führer von Flugzeugen mit Gnôme-Motoren und deren Monteure mitteilten, kaum jemals zu Anständen Anlaß gegeben. Das Auspuffventil muß selbstverständlich öfter nachgeschliffen werden.

Die Anordnung hat noch einen nicht hoch genug einzuschätzenden Vorteil. Durch den Strom des kalten Gemisches — das Benzin hat die Luftwärme zur Verdampfung gebraucht — werden die Zylinderwände von innen und vor allem der Kolben gekühlt, und etwaiger Benzinnebel verdampft im Zylinder.

Die Zündung besorgt ein Bosch-Magnetapparat (Heft 21, Fig. 9 M.) Dieser liefert bekanntlich zwei Zündungen für eine Umdrehung. Für zwei Umdrehungen werden sieben Zündungen gebraucht. Der Anker ist also durch eine Übersetzung $\frac{7}{4}$ mit dem Zylinderkranz verbunden. Der eine Pol geht an das Eisen des Motors, der andere zu einer Schleif-

kohle, die gegen die Verteilerscheibe (Fig. 16) gedrückt wird (Fig. 9 D, 23 f). Diese hat für jeden Zylinder in Ebonit isoliert einen Kontakt, der mit der Kerze verbunden ist (Fig. 9 F). Aus der Übersetzung ergibt es sich, daß erst bei jedem zweiten Kontakt, den die Kohle berührt, der Anker Hochspannungsstrom liefert und die Zündung bewirkt, während er in der Zwischenlage gerade stromlos ist, also immer ein Zylinder überschlagen wird. Die Zündung soll ungefähr 26° vor dem äußeren Totpunkt erfolgen. Die Kerzen, Marke Oleo-Gnôme, sind besonders leicht und mit Kühlrippen versehen. Der Magnetanker wird ebenso wie die Ölpumpe P von einem Zahnrad auf dem hinteren Deckel in Bewegung gesetzt.

Die Ölpumpe hat zwei Zylinder und einen Verteiler. Die ganze Einrichtung ist ohne Ventil und arbeitet sicher.

Die Pumpe ist unverstellbar und wird in ihrer Funktion nicht beeinflusst durch den Gegendruck in den Abschlußröhren und die Klebrigkeit des Oles.

Der Schmierapparat trägt an einem Ende einen Zündungsverteiler der einer ev. einzustellenden Hilfszündung mit Batterie dienen soll.

Von der Pumpe geht das Öl zur Kontrolle durch die Schaugläser U und wird dann durch die hohle Welle den Lagern zugeführt. Die Zentrifugalkraft schleudert es in die Zylinder.

Fig. 10 zeigt, daß nur eine Hauptpleuelstange J (Fig. 12) um die Kurbel herumgreift und mit zwei Kugellagern auf

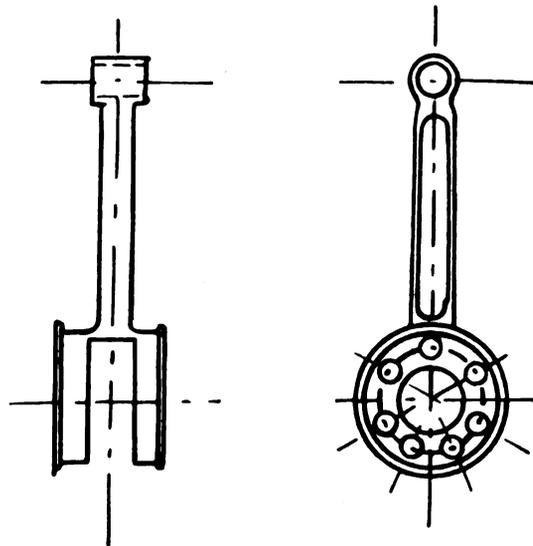


Fig. 12. Hauptpleuelstange mit den Augen für die kleinen Pleuelstangen.

ihn gelagert ist, die sechs übrigen Pleuel G dagegen nicht direkt an den Kurbelzapfen gehen, sondern an die Hauptpleuelstange angelenkt sind (Fig. 13).

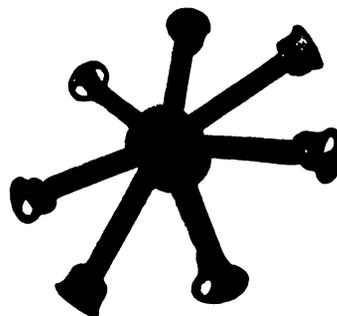


Fig. 13. Pleuelstangen zusammengesetzt.

Um den Motor möglichst gedrängt und leicht zu bauen, ist die Pleuellänge auf das Mindestmaß beschränkt, so daß sich das ungewöhnlich kleine Verhältnis von Kurbelarm zu Pleuel wie 1:3,55 ergibt. Die Kolben kommen in der Nähe der inneren Totpunktlage so dicht zusammen, daß man auf der einen Seite ein Stück hat opfern müssen, wie Fig. 1,

Heft 19, zeigt. Im unteren Totpunkte treten sie bis zur Hälfte aus dem Zylinder heraus.

Die Zylinder (Fig. 14) sind mit dem Gehäusemantel (Fig. 15), der aus einem Stück Stahl gedreht ist, durch Sprengringe, welche durch Keile am Federn verhindert werden, und die sich gegen einen Vorsprung des Zylinders legen, verbunden.

Ein Zylinder wiegt nur 2,250 kg, mit Auspuffventil usw. nur ca. 3 kg.

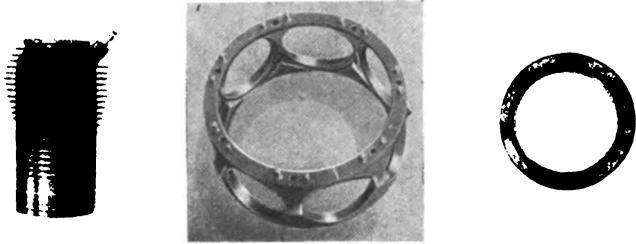


Fig. 14. Zylinder. Fig. 15. Gehäuse. Fig. 16. Verteilerscheibe.

Wir wollen gleich verfolgen, wie in den Zylinderrumpf die einzelnen Teile eingefügt werden.

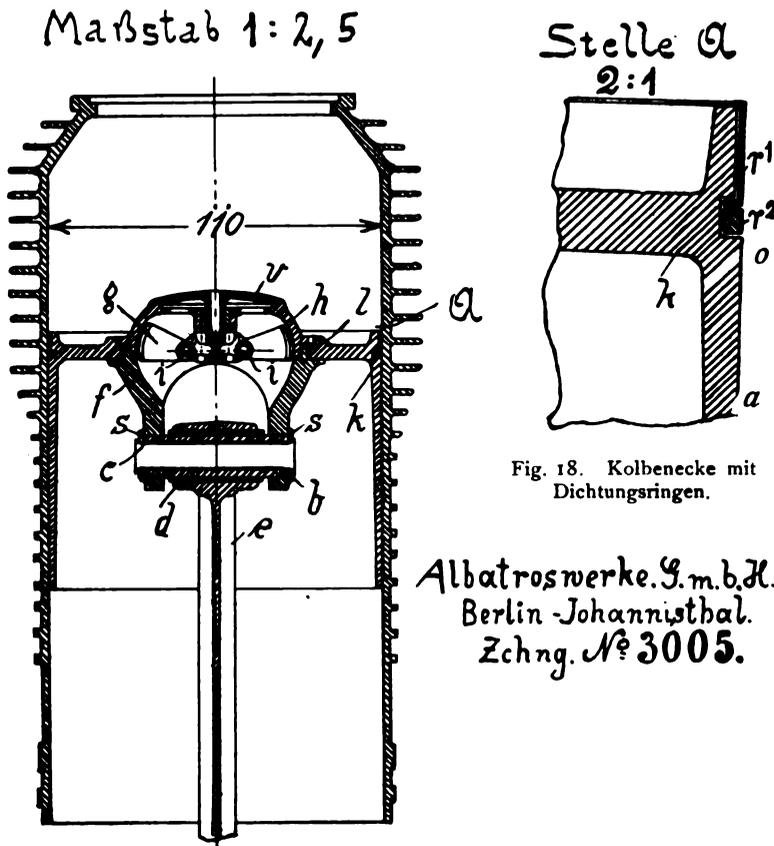


Fig. 17. Schnitt durch Zylinder und Kolben.

Der Kolben ist nicht aus einem Stück sondern, wie Fig. 17 u. 18 zeigen, besteht er aus dem Hauptkörper *a* und dem Sitz *f*, beide werden durch den Ventilsitz *h* zusammen gehalten. Zunächst gilt es den Sitz *f* mit dem Pleuelstangenkopf *d* zu vereinigen. Ein beiderseits umgebörteltes Kupferrohr *c* hält die Ringscheiben *s* fest und sichert so in einfachster Weise die Verbindung zwischen dem Bolzen *b* und dem Sitz *f*. Letzterer wird von unten fest in die Öffnung des Kolbenkörpers gelegt, der Kupferring *b* auf diese, und zwar so, daß seine Ohren zwischen den Zähnen liegen (siehe Fig. 19a), und dann der Ventilsitz *h* mit Ventil *v* von oben hineingeschraubt. Der Kupferring *l* bildet erstens eine Dichtung und ferner eine ausgezeichnete Sicherung. Er wird mit einem kleinen Meißel an einer Stelle aufgeschlagen und die eine Ecke etwas hochgebogen, so daß sie sich wie eine Sperrklinke gegen die Zähne des Ventil-

sitzes legt. Die Konstruktion erscheint nachahmenswert. Die Monteur unterlassen zwar häufig die Sicherung und trotzdem pflegt der Kolben auch dann festzusitzen.

Betrachten wir den Kolben, so fällt es uns auf, daß er nur einen Dichtungsring besitzt (Fig. 18 *r*¹), der durch einen Sprengring *r*² am Kolben festgehalten wird. Es ist das nicht immer so gewesen, denn alte Klischees, ja auch die neuesten Kataloge bringen Abbildungen (Fig. 19a), auf

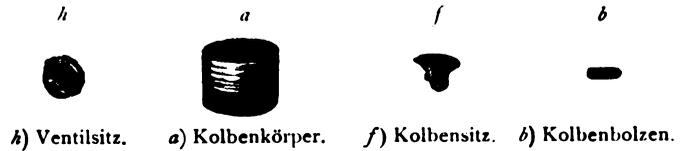


Fig. 19. Kolben zerlegt.

denen der Kolben mit drei Ringen versehen ist. Es scheinen sich dort die hohen Drücke bemerkbar gemacht zu haben. Die drei Ringe haben von der kleinen Kolbengleitfläche, — die Höhe beträgt nur 8,4 mm gegenüber 110 mm Durchmesser, — zuviel weggenommen, besonders die schmalen Stege werden sehr gelitten haben, zumal die Ringe das Öl etwas zurückhielten. Jetzt wirkt der obere Ring, der aus Messing besteht, wie eine Manschette. Der Gasdruck preßt ihn selbst gegen die Zylinderwand. Der Sprengring *r*² aus Gußeisen hat den ersteren zu halten und ein wenig gegen das Öl zu dichten. Hinter ihm münden kleine Kanäle, die in den Kolben geschleudertes Öl auf die Gleitfläche leiten.

Das Gewicht des Kolbens setzt sich folgendermaßen zusammen:

Kolbenkörper	500 g
» ringe	30 »
» sitz	140 »
» bolzen	70 »
» » Kupferrohr	20 »
Ventilsitz mit Ventil usw.	200 »
	<u>960 g</u>

Schlagen wir dazu, wie üblich, $\frac{1}{3}$ des Gewichtes der Pleuelstange — eine kleine Pleuelstange wiegt 350 g, — so erhalten wir für spätere Rechnungen ein Kolbengewicht von 1,077 kg. Das Gewicht, bezogen auf den Quadratcentimeter Kolbenfläche wird für den Gnôme-Motor

$$\frac{1,077}{95} \approx 0,011 \text{ kg/cm}^2.$$

Im Automobilbau gilt der Wert 0,04 kg/cm² als normal.

Fig. 20 zeigt wie wir mit Geschick Kolben und Hauptpleuelstange in den Zylinderrumpf bringen. Mit den Kolben, welche nur eine gewöhnliche Pleuelstange besitzen, geht es schon leichter. Letztere werden dann an der Mutterpleuelstange in gleicher Weise wie an dem Kolbensitz mittels Zapfen befestigt.

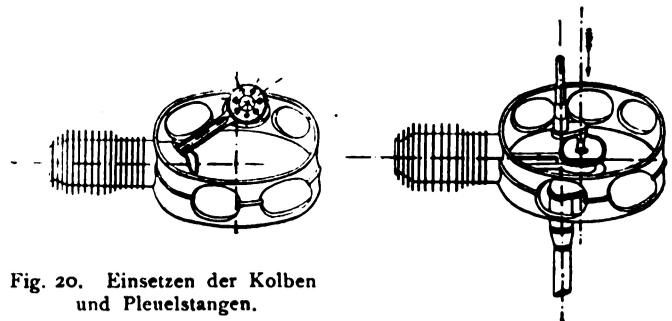


Fig. 20. Einsetzen der Kolben und Pleuelstangen.

Fig. 21. Einsetzen der Kurbelwelle.

Sind die Kugellager in die Hauptpleuelstange eingefügt, so gilt es, die feststehende Kurbel (Fig. 22) unterzubringen. Sie besteht aus zwei Teilen, dem starken Wellenarm *a*, der nachher den ganzen Motor tragen soll, und dem kleineren Außenarm *b*, der auf der anderen Seite die Explosionskräfte aufnimmt. Auf dieser Seite sitzt auch das Zahnrad für die Steuerung. Beide sind zur Erleichterung hohl gebohrt. Der

starke Arm bildet außerdem die Zuleitung für das Gemisch und nimmt die Olleitung auf. Der Kurbelzapfen wird durch die Hauptpleuelstange geführt, dann von der anderen Seite der kleine Arm aufgesteckt; beide werden durch eine Schraube zusammengehalten, die durch einen Stellring gesichert wird.



Fig. 22. Kurbelachse.

Über den starken Arm ziehen wir jetzt, nachdem wir noch das Kugellauflager *a* (Fig. 24) und den Zwischenring *c* aufgebracht haben, den einen Deckel (Fig. 25). Wir richten die Kurbel aus, bis die Stiftschrauben des Gehäuses (Fig. 15)

Fig. 23. Vorderer Deckel mit Steuerung.

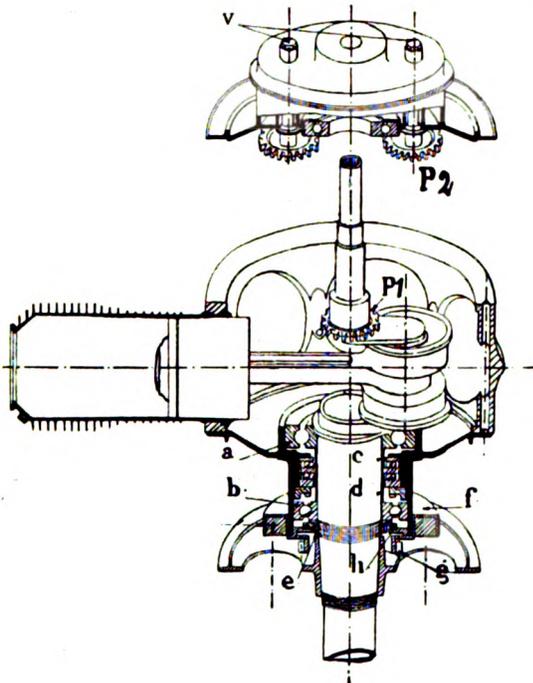


Fig. 24. Perspektivischer Schnitt durch einen halbmontierten Gnôme-Motor.

bequem durch den Deckel treten, und schrauben die Muttern auf.

Der Deckel nimmt sowohl die Kugellauflager *a* und *b* als auch die beiden Kugeldrucklager *c* und *d* mit allen ihren Teilen auf. Die Mutter *e* hält das Ganze zusammen und die Lederscheibe *h* dichtet gegen die Außenluft. Dann trägt der Deckel die Verteilerscheibe *f* für die Zündungen und ein Zahnrad *g* zum Antrieb des Magnets und der Olpumpe. Schließlich kann man auf den Deckel noch die Nabe des Propellers bringen.



Fig. 25.
Hinterer Deckel.

In gleicher Weise bringen wir den Deckel für die Vorderseite auf, und nun können wir bereits daran denken, wenn wir noch die Befestigungsscheibe auf den starken Arm aufgesetzt haben, den Motor an das Flugzeug anzubauen. Wir haben dann leichtere Montage, da wir den Motor drehen können, während er bislang in einem besonderen Bock platt vor uns lag.

(Fortsetzung folgt.)

Neue Flugzeuge unter Berücksichtigung des „Salon d'Aéronautique“ in Paris.

Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner und Ansbert Vorreiter.

(Fortsetzung.)

Sehen wir von den vorstehend beschriebenen Flugzeugen von Coanda und Sloan ab, so nähern wir uns augenscheinlich sowohl bei den Zweideckern wie Eindeckern einem Normalstandardtyp. Die Flugzeuge der verschiedenen Fa-

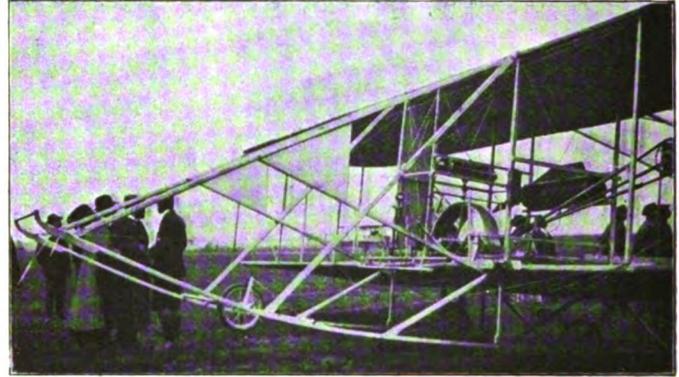


Fig. 28. Neuer Zweidecker der französischen Wright-Gesellschaft ohne vorderes Höhensteuer mit Gnôme-Motor.

briken werden sich unstreitig immer ähnlicher, und zwar die Eindecker den Typen Antoinette und Blériot, die Zweidecker dem Typ Farman. Die Zweideckertypen Wright und Voisin, der eine Typ gekennzeichnet durch das doppelte Höhensteuer und das Fehlen der Anlaufräder und Schwanzflächen, Antrieb zweier Schrauben mittels Ketten, der andere gekennzeichnet durch die vertikalen Zwischenwände, haben keine Nachahmer in neuerer Zeit gefunden und entwickeln sich selbst ihrerseits in der Richtung des Farman-Typ. Der Typ Wright hat Schwanzflächen erhalten, Anlaufräder, und schließlich ist, auch bei dem Wright-Zweidecker der deutschen Wright-Gesellschaft, das vordere Höhensteuer in Fortfall gekommen (Fig. 28.) Der Voisin-Typ hat keine vertikalen Flächen mehr, und die Querstabilität wird, wie bei Farman, durch Hilfsflügel beeinflusst.

H. Farman selbst hat seinen Zweidecker in letzter Zeit nur unwesentlich verändert. Die oberen Hilfsflügel sind etwas breiter geworden und der Sitz des Führers ist von einem Windschutz umgeben, namentlich als Schutz gegen die Kälte bei Überlandflügen. Auf einem solchen Farman-Ein-



Fig. 29. Zweidecker »Farman« mit Windschutz. (Start von Legagneux zu seinem Überlandflug Paris-Brüssel.)

decker führte Legagneux vor kurzem den Überlandflug mit einem Passagier von Paris nach Brüssel aus. Die Abbildung (Fig. 29) zeigt dieses Flugzeug beim Start; an der Unterfläche der oberen Flügel sehen wir die Nummerbezeichnung, wie sie analog der Bezeichnung der Automobile vom Aero-Club de France für Flugzeuge vorgeschlagen wurde.

Sehr verschieden ist noch die Art und Weise, wie die Steuer durch den Führer betätigt werden. Aber auch hier nähern wir uns bereits einer normalen Konstruktion. Als solche dürfte der mit einem Handrad ausgerüstete nach vorn und hinten schwingbare Steuerhebel zur gleichzeitigen Be-

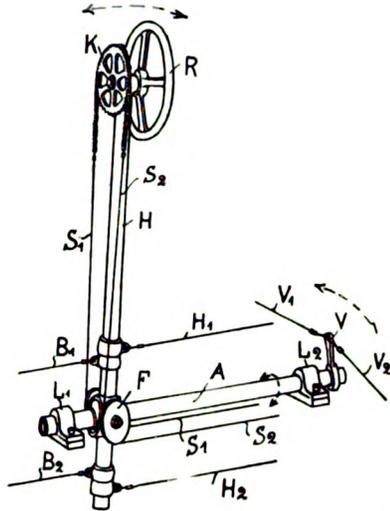


Fig. 30. Steuerhebelanordnung bei Bréguet und Astra. *H* Steuerhebel, *R* Steuerrad, *K* Kettenrad, *S*₁, *S*₂ Kette mit Seilen, die über Führungsrollen *F* geführt sind, zur Betätigung des Seitensteuers. *H*₁, *H*₂ Seile für das vordere, *B*₁, *B*₂ für das hintere Höhensteuer, *A* Achse gelagert in Lagern *L*₁, *L*₂ mit Hebel *V* für die Verwindung.

dienung von Höhen- und Quersteuer (Seitenstabilität) anzusehen sein, während das Seitensteuer durch einen Fußhebel bedient wird. Aber auch die Konstruktionen, welche die Betätigung aller drei Steuer durch einen Hebel ermöglichen, finden weiter Anwendung, und der letzte Salon zeigte gerade hierin mehrere beachtenswerte Ausführungen. Die interessanteste dürfte die Konstruktion von Bréguet sein, bei welcher der Steuerhebel vorwärts und seitwärts schwingbar ist, zur Betätigung des Höhensteuers und der Verwindung, während durch Drehen eines am Steuerhebel angeordneten Handrades das Seitensteuer bedient wird. (Fig. 30, 31.)

Im Prinzip die gleiche Konstruktion zeigt die Zeichnung von Bénard, nur daß hier das Handrad wie bei einem Automobilsteuer liegt, während es bei Bréguet, Deperdussin und anderen Konstrukteuren wie beim Steuer eines Schiffes angeordnet ist. (Fig. 32.)



Fig. 31. Steuerhebel beim Zweidecker Bréguet. Oben am Hebel eine Uhr. Am Steuerrad der Kontakt zum Ausschalten der Zündung. Rechts vom Führersitz der Hebel für den Vergaser (Drosselklappe).

Die Steuerung von Blériot war die erste Ausführung dieser Art. Blériot hat jedoch später auf die Betätigung

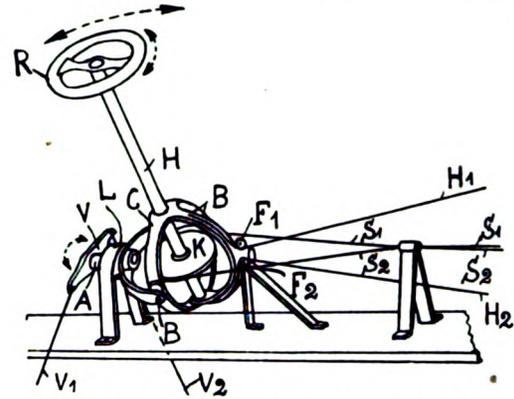


Fig. 32. Steuerhebel von Bénard. *H* Steuerhebel, gelagert in Korb *C*, *R* Handrad, *B* Zapfen am Korb *B*, *A* Achse mit Hebel *V* für die Verwindung mittels Seilen *V*₁, *V*₂, *H*₁, *H*₂ Seile für Höhensteuer, *F*₁, *F*₂ Führungsrollen, *K* Seilscheibe oder Kettenrad für die Seile *S*₁, *S*₂ für die Seitensteuer.

aller Steuer durch denselben Hebel verzichtet und betätigt jetzt nur das Höhensteuer und die Verwindung durch den Steuerhebel, während das Seitensteuer durch einen Fußhebel

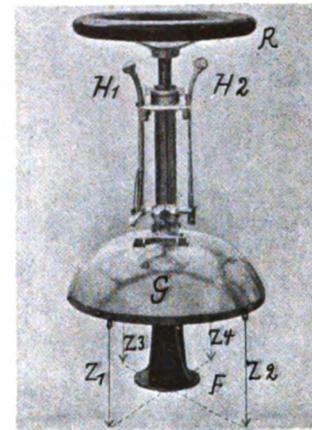


Fig. 33. Steuerhebel von Blériot. *G* Glocke mit den Seilen *Z*₁ bis *Z*₄ für Verwindung und Höhensteuer, *H*₁ Hebel für Vergaser (Luftregulierung), *H*₂ Hebel für Drosselklappe.

bedient wird. Es sei hierbei bemerkt, daß das Patent der Gebr. Wright von den Patentinhabern so ausgelegt wird, daß

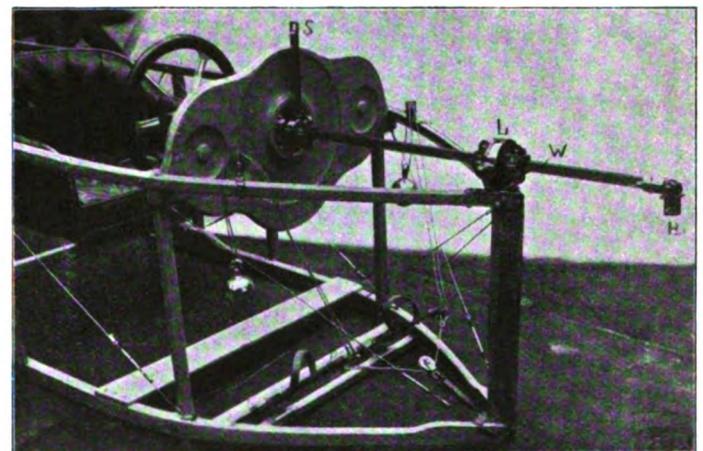


Fig. 34. Steuerhebelanordnung beim Maurice Farman-Zweidecker. *W* Welle mit Gelenk *H* zur Betätigung des Höhensteuers, gelagert in der Führung *L*, *S* Hebel zur Betätigung der Klappen für die Quersteuerung, *P*₁, *P*₂ Pedale zur Betätigung der beiden Seitensteuer. (Siehe auch Fig. 35 und 36.)

die Betätigung der Verwindung des Seitensteuers (Quer-
stabilität) und des Seitensteuers durch denselben Hebel durch
dieses Patent gedeckt ist. (Fig. 33.)

Eine sehr beachtenswerte Ausführung ist auch die Steue-
rung von Maurice Farman. Diese Konstruktion geht von
der alten Konstruktion der Gebr. Voisin aus, indem eine
horizontale Steuerwelle durch ein Handrad sowohl gedreht,
als auch hin- und hergeschoben werden kann. Durch letztere
Bewegung wird das Höhensteuer betätigt; durch die Drehung
bei Voisin das Seitensteuer, bei Maurice Farman dagegen
die Hilfsflügel für die Querstabilität. Die Seitensteuerung
wird bei Maurice Farman durch Pedale betätigt und zwar
wendet Maurice Farman zwei Pedale an, da auch zwei Seiten-
steuer, eins auf jeder Seite, zwischen den beiden Schwanz-
flossen vorhanden sind. Soll nach links gesteuert werden,
so wird mit dem linken Fuß das linke Pedal und somit das
linke Seitensteuer betätigt, während das rechte Seitensteuer
sich von selbst durch den Luftdruck in die Richtung der
Flugbahn einstellt. Bei Steuerung nach rechts kommt das
rechte Pedal und damit das rechte Steuer zur Anwendung.

Ähnlich wie beim Zweidecker von Breguet ist auch der
Steuerhebel beim Zweidecker von Curtiß angeordnet,
doch kann der Hebel nur vor- und zurückbewegt werden.
Die Quersteuerung wird vom Führer durch eine Gabel
betätigt, welche die Schultern umfaßt und beim Seitwärtsneigen
des Körpers mitgenommen wird. Diese Bewegung führt
man beim seitlichen Neigen des Flugzeuges unwillkür-



Fig. 37. Steuerhebel von Curtiß.

A Achse des Steuerhebels, H Stange
zum Höhensteuer, K Kettenrad für das
Seitensteuer, S Seile die zum Seiten-
steuer führen, G Gabel zur Betätigung
der Flügel für die Quersteuerung mit-
tels der Seile V_1, V_2 .

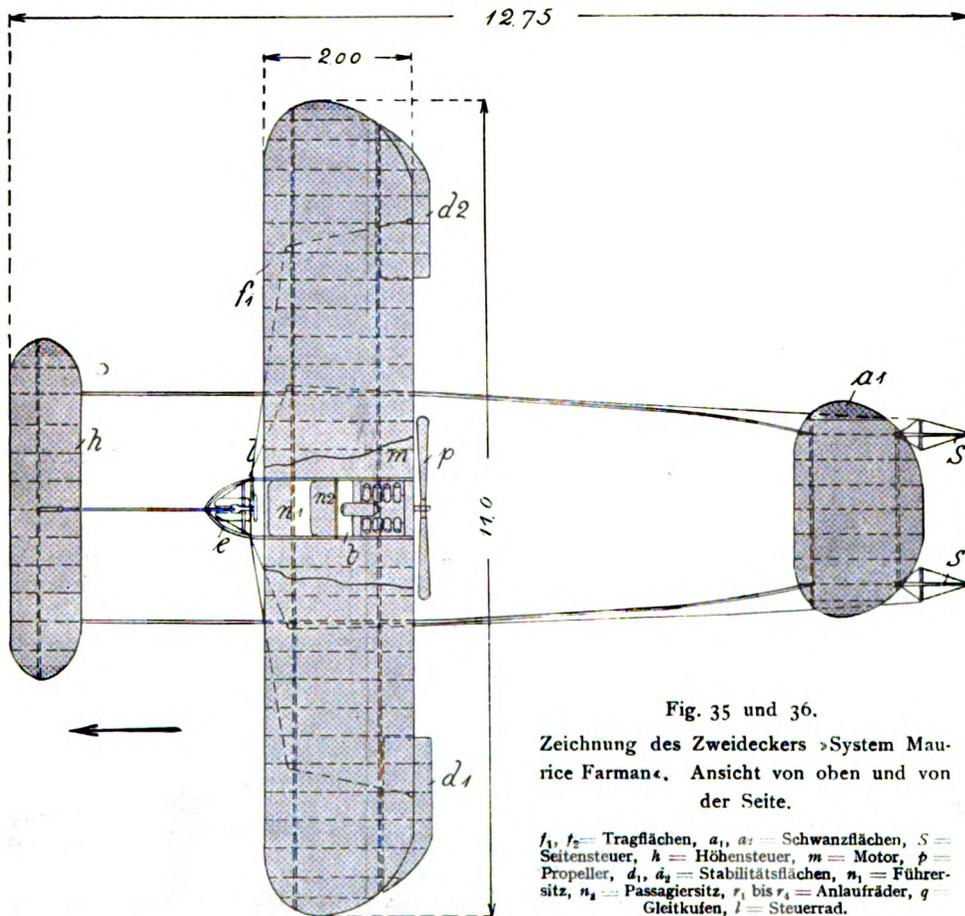
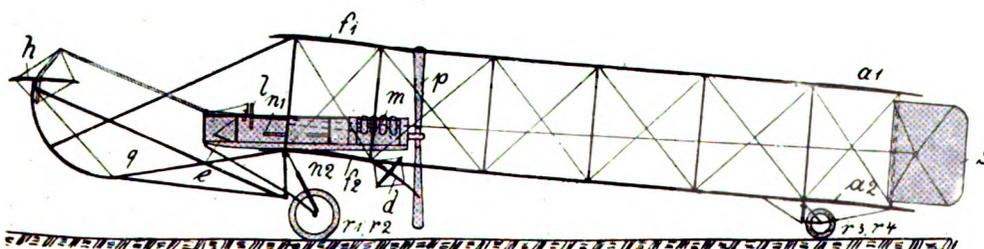


Fig. 35 und 36.

Zeichnung des Zweideckers »System Mau-
rice Farman«. Ansicht von oben und von
der Seite.

f_1, f_2 = Tragflächen, a_1, a_2 = Schwanzflächen, S =
Seitensteuer, h = Höhensteuer, m = Motor, p =
Propeller, d_1, d_2 = Stabilitätsflächen, n_1 = Führer-
sitz, n_2 = Passagiersitz, r_1 bis r_4 = Anlaufräder, q =
Gleitkufen, l = Steuerrad.



lich aus, man hat also gewisser-
maßen eine automatische Quer-
stabilität. Die Neuerung von Curtiß
hat sich sehr gut bewährt. Auch
der deutsche Konstrukteur Rüb
in Ulm hat eine beachtenswerte
Neuerung ausgeführt, die im An-
schluß an die französischen Kon-
struktionen beschrieben werden
soll. Rüb verwendet für die
Quersteuerung ebenfalls drehbare
Flügel. Diese können durch
Schwenken des Steuerhebels bei-
derseits in gleichem Sinne ge-
dreht werden oder durch Drehen
des Steuerrades am Hebel in ver-
schiedenem Drehsinne. Im erste-
ren Falle ergibt dies Beeinflussung
der Längsstabilität, bezw.
Höhensteuerung, im zweiten Falle
Querstabilität. In der Zeichnung
ist die Neueinrichtung in ver-
schiedenem Stellungen dargestellt.
Die in den Stielen b drehbar
gelagerten Flügel tragen Hebel
 $a-a_3$.

In den senkrechten Stielen b
ist eine Welle c gelagert, auf
welche T-artige Hebel d, d_1 dreh-
bar gesteckt sind. Außerdem ist
auf der Welle c in der Mitte
zwischen d, d_1 noch ein wagrecht
liegender Querhebel e der Steuer-
hebel drehbar gelagert, an dessen
vorderem Ende eine Feder f an-
greift und auf dessen hinterem
Ende eine mit einem ebenfalls
wagrecht liegenden Querhebel g
und einem Handrad h fest verbun-

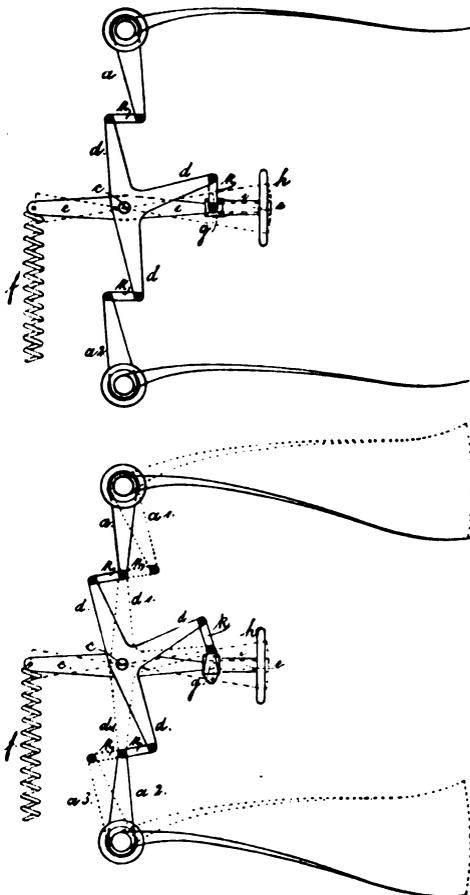
dene Hülse *i* drehbar gelagert ist — *a— a_3* sind nun jeweils mit einem Ende von *d, d_1* mittels Gelenken durch Klinken *k* beweglich verbunden.

Vorschläge für einheitliche Fachausdrücke in der Flugtechnik.

Von Regierungsrat a. D. Hofmann, Genf.

Als erstes Wort dieser Vorschläge (Zeitschr. f. Flugtechnik u. M., S. 264) lese ich Flugzeugbau. Hier stock ich schon; wer hilft mir weiter fort? möchte ich mit Faust ausrufen. Doch da ich aus dem Folgenden sehe, daß es sich lediglich um den Bau von Drachenflie-

Seitenansicht beim geraden Flug.



Seitenansicht beim Kurvenflug. Die Flügel der linken Seite geneigt, rechts (punktirt gezeichnet) gehoben.

Fig. 38 und 39. Steueranordnung von Rüb.

gern oder Flugdrachen handelt, so will ich so tun, als ob die Überschrift Drachenbau lautete. Damit überlasse ich die Sorge für eine allgemeinere Bezeichnung, die außer den Drachen auch noch die durch Schrauben und die durch Schwingen getragenen Flugmaschinen umfaßt, einer späteren Zeit; und kommt Zeit, kommt Rat. Für die Gegenwart aber weiß ich mich mit dem Antragsteller Dr.-Ing. B e n d e m a n n eins, der in den Erläuterungen zu seinen Vorschlägen auch das Wort Drachen erhalten will, wenn er schreibt: »Es wäre jedenfalls zu bedauern, wenn dieses eigenartige Stammwort, dessen mythologisches Bild so ausdrucksvoll wie kein anderes zur Sache stimmt, der Flugtechnik ganz verloren ginge.«

»A. Hauptteile eines Flugdrachens.« Aus Früherem weiß ich, daß das Genitiv-s kein Druckfehler ist. Also möchte ich auch hierüber eine Verständigung suchen. »Ein

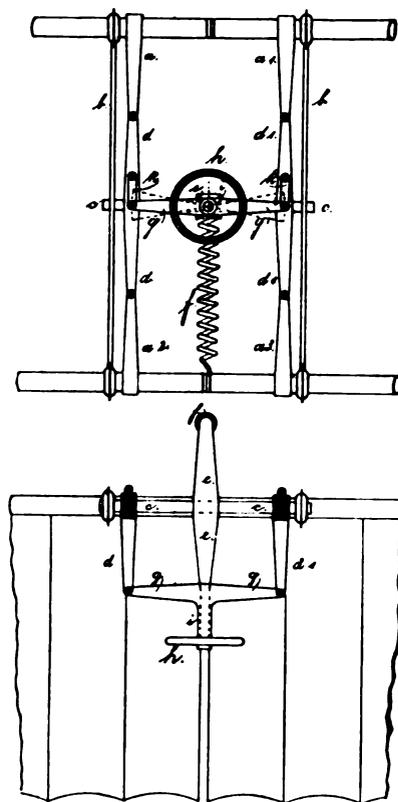
Drache scheint es von Gestalt« sagt Schiller; »Mit Drachen mag der Drache geizen« sagt Goethe. Heißt es aber im Werfall der Drache, so heißt es im Wesfall des Drachen, wie der Hase, des Hasen; der Knabe, des Knaben usw.

Einen ausgezeichneten Vorschlag erblicke ich unter *ic* in dem Ersatz des Wortes Stabilisierung durch Stätigung. Das deckt wirklich den Begriff, was von Dämpfung, wie auch die Erläuterungen hervorheben, nicht gesagt werden kann.

Unter *B r b* heißt es: »Holme, die langen Träger in den Flügeln, quer zur Flugrichtung.« Das halte ich nicht für richtig. Auch stimmt etwas nicht, wenn die Erläuterungen sagen: »Träger soll für die immer noch anderweitig vorkommenden Teile frei bleiben« und trotzdem das Wort Holm durch Träger erklären.

Ein Holm ist eine aus dem Wasser oder aus dem Sumpfe aufragende Landkuppe, auch ein Balken der

Ansicht von vorn.



Ansicht von oben.

Fig. 40 und 41. Steueranordnung von Rüb.

über den Abschlußboden eines Wehres vortritt, auch das Oberste eines Geländers. Wenn man also wirklich den auf Seite 265 der Zeitschrift gezeichneten und Holm benannten Baugliedern diesen Namen lassen will, den sie meines Erachtens nicht verdienen, so darf man sie wenigstens nicht durch Träger erklären, selbst wenn sie die I-Form hätten. Es sind Stangen oder Leisten, die als Druckgurte für die Flügelträger dienen. Die als Leisten bezeichneten Bauglieder sind die Kanten- oder Vorder- und Hinterleisten.

Unter *V e r s p a n n u n g* ist vorgeschlagen *S p a n n s c h l o ß* oder *S p a n n e r*. Das Wort Spanner dürfte als Ersatz von Spansschloß besser gleich wieder verschwinden. Wem Spansschloß zu lang ist, der kann ja Schloß sagen, wie es bei Dachbindern schon gebräuchlich ist. Aber warum zu den vielen Doppelbegriffen unnötig einen neuen hinzufügen?

Noch viel bedenklicher erscheint das sofort folgende: »Bespannung. Flügelstoff, die Gewebe zum Bedecken der Flügelflächen.« Unter Baustoffen versteht man die Stoffe, aus denen ein Bau hergestellt wird. Die Flügelstoffe sind also beim Vogel: Knochenkalk, Fleisch, Horn; bei der Flugmaschine: Holz, Stahl und, soweit der Bezug oder die Bespannung in Frage kommt, Gewebe. Man kann aber nicht Flügelstoff durch Gewebe erklären, wie man z. B. Hosen- oder Hemdenstoffe durch ein besonderes Gewebe erklärt. Denn Hosen und Hemden werden wirklich aus Geweben gemacht; ein Flügel wird aber nur damit bezogen. Man tut also vielleicht gut daran, das Wort Bespannung überhaupt durch Bezug zu ersetzen. Es hört sich dann auch viel besser an, wenn man an einem Flügel den Bezug nachspannt, als wenn man die Bespannung nachspannt.

Schrägsteuerung statt Schräglagensteuerung ist neu. Gegen das Wort läßt sich nur einwenden, daß es ein falsches Bild gibt, wenn die »Schrägsteuerung« nicht, um zu wenden, bedient wird, sondern etwa, um eine mangelhaft gebaute Flugmaschine mit Schlagseite in die wagerechte Querlage aufzudrehen.

Tanke brauchen wir nicht. Es ist schon bedauerlich, daß das Wort von der Marine auf die mit Öl geheizten Lokomotiven übergreifen hat. Wer Behälter zu lang findet, der kann Benzinkästen ebenso schnell füllen wie Benzintanke.

Sonderbar mutet es an, selbstrichtende Räder durch orientable erklärt zu finden, ein Wort, das man in einem französischen Lexikon ebenso suchen muß wie »selbstrichtend« in einem deutschen. Man setze doch in Klammern Möbelrollen zum Ausdruck; dann weiß jedermann, wie die Sache gemeint ist.

Den gleichen ärgerlichen Eindruck macht das Wort Amortisseur, das dem Puffer oder Stoßfänger als Erklärung beigelegt ist.

Unter Leergewicht ist angegeben: »ohne Nutzlast aber mit Triebwerk und mit der zum Dauerflug nötigen Kühlwassermenge«. Diese Erklärung halte ich nicht für richtig. Ich verstehe unter Leergewicht: das Gesamtgewicht der Bauteile einer Maschine, also ohne Betriebsmannschaft und ohne Betriebsstoffe. Dem Leergewicht steht gegenüber das Dienstgewicht, das ist Gewicht der Bauteile einer Maschine mit Betriebsmannschaft und mit Betriebsstoffen für eine bestimmte Flugdauer. Als Nutzlast rechnen nur die Personen, die vom Drachen getragen werden, soweit sie nicht mit seiner Führung beschäftigt sind, ferner die am bestimmten Ort oder während des Fluges abzuliefernde Last (z. B. Postsachen, Bomben).

Unter III, Flugbewegungen, ist als erste aufgeführt: »Gerader Flug, gerade, wagerecht und gleichförmig.« Diese Erklärung, die sogar den mathematischen Begriff des gerade umstößt, reiht sich würdig an die Umkämpfung von Flieger und Flugzeug an. Das, was hier als »gerader Flug« gekennzeichnet ist, hat aber bisher Streckenflug geheißen. In einem von Prof. Winter 1895 herausgegebenen Werkchen (Der Vogelflug, München, Ackermann) lese ich z. B.: »Der Streckenflug bildet den eigentlichen Flug, die horizontale Fortbewegung in der Luft mit Hilfe des Flügelschlags. Ihn übt die Taube, wenn sie aufs Feld fliegt, die Brieftaube, wenn sie ihre weiten Reisen macht, der Zugvogel, wenn er wandert, jeder Vogel, wenn er vorwärts kommen will.«

Unter den Landungsarten finde ich wieder meine liebe Wasserlandung. Man muß doch nicht ausnahmslos jeden Begriff durch ein zusammengesetztes Hauptwort

ausdrücken wollen. Man sage einfach Abstieg auf Wasser oder Anflug auf Land oder Wasser.

Bei Flugtreffen bemerken die Erläuterungen: »Flugtreffen ist ein vollwertiger und ausdrucksvoller Ersatz für das entschieden unschöne Flugmeeting.« Mir gefällt es auch besser als Flugmeeting, das mir gar nicht gefällt. Aber was macht man bei einem solchen Meeting oder Treffen? Trifft man sich nur, um zu fliegen oder um Flugleistungen zu bewundern? Nein, die Sache hat vielmehr einen festlichen Aufputz, und daher kann man auch ruhig Flugesstagen sagen, wie die Münchener zu ihrem jährlichen landwirtschaftlichen Treffen Oktoberfest sagen. Bietet ein solches Treffen nichts weiter als einen mehr oder weniger mit Totalisator-Genüssen gewürzten Wettbewerb, so kann z. B. der Berliner in Zukunft auch ebensogut zum Fliegen mit einem Stadtbahnzug nach Johannisthal fahren, wie er jetzt zum Rennen nach Karlshorst fährt. Das Treffen ist selbstverständlich.

Beim Wort Flieger will ich nur hervorheben, daß jetzt in den Erläuterungen der Raub an der Sprache, gegen den ich mich soviel wehrte, offen zugestanden wird. O, daß ich Cäsar wäre, um die Seeräuber hängen zu lassen! Daß aber unrecht Gut nicht gedeiht, das sieht man an den Widersprüchen, die die Neuerer mit sich herumschleppen. Zunächst heißt es: »Flieger sind alle Insassen eines Flugzeugs«; und gleich dahinter lese ich: »Flugführerzeugnis oder Fliegerzeugnis«. Zur Verminderung des Schreibwerks dient das nicht. Tröstlich ist nur bei diesen Zeugnissen, daß sich die Zeugliehaber an dem doppelten Zeug des Flugzeugführerzeugnisses bereits den Magen verdorben haben.

Zu den dankenswerten Äußerungen von Herrn Regierungsrat Hofmann bemerke ich folgendes:

Der Drache, des Drachen... scheint wirklich klassischer zu sein, als der mir bisher geläufigere Drachen, des Drachens. Ich streiche also gerne das s des Drachen.

Holme, die langen Querträger in den Flügeln. Daß Holme in manchen Gegenden gewisse Inseln bedeuten, ist doch kein Einwand! Das Beispiel vom Wehr und Geländer bestätigt nur, daß das Wort ganz richtig aus dem Holzbau übernommen ist. Warum will H. diesen wichtigen Trägern — daß es dem Wesen nach »Träger« sind, bestätigt er ja auch — das besondere Wort nicht gönnen? Ich möchte mich eben kurz ausdrücken können; z. B.: Bei Blériot sind die Holme jetzt so und so ausgebildet. Was nützen da »Leisten« und »Stangen«, die doch immer, wie eben auch Träger, eines näheren Zusatzes bedürfen. Der Vorschlag ist ja neu, aber ich kann auch einmal Faust reden lassen: »Bist du beschränkt, daß neues Wort dich stört? Willst du nur hören, was du schon gehört?«

Flügelstoff. Bis jetzt liest man immer Aeroplanstoff. Dagegen richtet sich mein Vorschlag. Flügelbezug ist vielleicht noch besser.

Schrägsteuerung ist nicht neu, wie H. meint, und nicht meine Erfindung. Irgendein Wort muß man doch haben! H. schlägt aber nichts anderes vor. Quersteuerung, wie man oft liest, ist ja auch gut.

Tank wurde verschiedentlich als deutsches Wort verfochten. Benzinkasten gibt m. E. kein richtiges Bild. Wozu importierte Wörter so radikal bekämpfen, wenn man sie gut »indeutschen« kann? und sie nicht (wie z. B. Ingenieur) ihren welschen Stempel unverwischbar tragen.

Leergewicht. Das Kühlwasser soll hinzugerechnet werden, weil es eben nicht zu den Betriebsstoffen gehört, die verbraucht werden müssen und nach Belieben reich-

lich oder knapp mitgenommen werden können. Es gehört, ganz wie ein fester Konstruktionsteil, zum unentbehrlichen Zubehör des Motors. Das Leergewicht soll also die unveränderlichen Gewichte des Flugzeugs umfassen.

Nutzlast. Diese kann dagegen willkürlich auf Betriebsstoffe, Führer und eigentliche Nutzlast (im engeren Sinne) verteilt werden.

Dienstgewicht wird man außerdem gewiß gern einführen.

Grader Flug. Ob »Streckenflug« dafür wirklich geeignet ist? Das Bedürfnis eines kurzen Wortes für den angegebenen Sinn wird also anerkannt. Womit die gegebene Definition (geradlinig, wagrecht und gleichförmig) gegen den mathematischen Begriff »gerade« verstoßen soll, verstehe ich nicht. Geradlinig ist doch gerade. Grader Flug soll nur noch mehr sein, als geradliniger Flug. Ob »Streckenflug« dafür klarer ist? Bisher hieß es so? Wer kennt denn heute noch das gewiß sehr gute Büchlein von Prof. Winter von 1895?

Flugtreffen für Flugmeeting. »Flugfest« soll besser sein? Ich möchte weniger von dem »festlichen Aufputz« und mehr von dem Eifer eines Kampfes in das deutsche Wort gelegt haben. Darum ist mir »Treffen« dafür so treffend.

Flieger. Raub an der Sprache soll ich verübt haben. Nein! Ich habe aber eine rechte und schlechte Sprachdummheit angefochten.

Fliegerzeugnis. Die Inkonsequenz ist ganz harmlos, wenn man Flieger auch ohne Zeugnis mitfliegen oder üben läßt. Man kann aber das Fliegerzeugnis ruhig fallen lassen, ohne sich die Kehle mit Zeug zu verstopfen: **Flugführerzeugnis**, wie ich seitdem vorschlug, wird allen Wünschen gerecht. Bendemann.

Sportliche Nachrichten.

Passagier-Flugrekord. Brunhuber führte am 7. Dezember einen Passagierflug mit 4 Passagieren aus. Mit dem Führer war das Flugzeug mit 5 Personen besetzt, die ein Gesamtgewicht von 310 kg hatten. Der neue Albatros-Zweidecker, mit welchem Brunhuber zwei Runden in ca. 20 m Höhe auf dem Flugplatz Johannisthal flog, ist im wesentlichen nach System Roger-Sommer gebaut, doch kommt eine neue Steuerung zur Anwendung, ein Steuerhebel mit Handrad, ähnlich wie bei der auf Seite 303 beschriebenen Steuerung von Bréguet. Mit dieser Steuerung sind auch die Albatros-Eindecker, System »Antoinette«, ausgerüstet worden. Der Führer König konnte feststellen, daß mit dieser Steuerung auch der »Antoinette«-Eindecker weit leichter zu führen ist.

Schnellflugrekord. Bei einem Flugwettbewerb in Memphis (U. S. A.) erreichte der französische Flieger René Barrier am 8. Dezember mit einem Blériot-Eindecker eine Stundengeschwindigkeit von 140 km, indem er 24 km in 9 Min. 48 Sek. zurücklegte. Hamilton auf Curtis-Zweidecker hatte am 4. Dezember eine Geschwindigkeit von 116,5 km erreicht!

Höhenflugrekord. Legagneux erreichte auf Blériot-Eindecker am 9. Dezember eine Höhe von 3250 m. Um diese Höhe zu erreichen, brauchte der Flieger 1 Std. 20 Min.; zum Abstieg im Gleitflug nur ca. 10 Min. Am 24. November hatte Drexel in Philadelphia ebenfalls mit Blériot-Eindecker 3048 m erreicht.

Es sei noch bemerkt, daß alle diese Rekordleistungen mit Gnome-Motor erreicht wurden.

Kleine Mitteilungen.

Octave Chanute, ein Altmeister der Fliegerkunst, ist am 25. November in Chicago im Alter von 78 Jahren an den Folgen einer Lungenentzündung gestorben. Chanute unterstützte auch die Gebr. Wright mit seinem Rat bei ihren ersten Versuchen.

Patentschau¹⁾.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. Sch. 31987. Flugmaschine mit in entgegengesetzter Richtung horizontal umlaufenden, ruderähnlichen Schraubenflügeln. Otto Schmidt, Nordhausen, Bahnhofstr. 4. I. 2. 09, 15. I. 11.

E. 15280. Vorrichtung zum Regeln des Betriebsmittelzutritts von Motoren für Flugmaschinen. Robert Esnault-Pelterie, Billancourt, Frankreich; Vertreter: M. Mintz, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A 18. 11. 09, E. 20. I. 11.

K. 37736. Verstellbarer Kreiselantrieb für Luftfahrzeuge. Joseph Kontzwald, Wien; Vertreter: Ludwig Schüttemann, Hamburg, Kaiser-Wilhelm-Straße 64. A 25. 5. 08, E 20. I. 11.

M. 39354. Durchsichtige Schutzwand für Flugzeuge, Automobile und andere Fahrzeuge und für Schutzbrillen. Max Mannesmann, Remscheid-Bliedinghausen. A 21. 10. 09, E. 20. I. 11.

46 b. H. 46882. Vereinigtes Ein- und Auslaßventil für Verbrennungsmotoren. Dr. Fritz Huth, Rixdorf, Böhmischestraße 46. A 4. 5. 09, E. 5. 2. 11.

D. 22442. Explosionsmotor mit Zylinderschiebersteuerung durch innere konzentrisch angeordnete Zylinderschieber. Deutsche Automobil-Konstruktionsgesellschaft m. b. H., Berlin. A 11. 11. 09, E. 5. 2. 11.

46 d. B. 56206. Einrichtung zur elektrischen Zündung von Verbrennungsmotoren. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. A 1. 11. 09, E 1. 2. 11.

M. 41509. Unterbrecher für Batterie- und Akkumulatorenzündung von Explosionskraftmaschinen. Mea, Fabrik magnet-elektrischer Apparate G. m. b. H., Stuttgart. A 10. 6. 10, E. 5. 2. 11.

R. 30762. Von der Welle des magnet-elektrischen Zündapparates gesteuerte Unterbrechereinrichtung für gemischte Zündung. Ruthardt & Co., Stuttgart. A 6. 5. 10, E. 5. 2. 11.

M. 40874. Explosionsturbine mit gesondertem, auch als Verbrennungsraum dienendem Kolbenverdichter. Rudolf Müller, Düsseldorf, Graf-Adolfstr. 22. A 2. 4. 10, E. 25. I. 11.

J. 12594. Verfahren zur Herstellung des brennbaren Gemisches in Explosionskammern von Gasturbinen und ähnlichen Maschinen. Hans Holzwarth, Mannheim B. 7. 18, und Erhard Junghans, Schramberg, Würt. A 14. 5. 10, 25. I. 11.

K. 45768. Explosionsturbine mit gesteuerten Ein- und Auslaßventilen. Hans Kämpe, Charlottenburg, Mommensenstraße 19. A 24. 11. 09.

Patent-Erteilungen. Klasse 77 h.

229375. Luftschraube aus Holz. Lucien Chauvière, Paris; Vertreter: K. Zeisig und Dr. G. Lotterhos, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. 4. 3. 09. C. 17698.

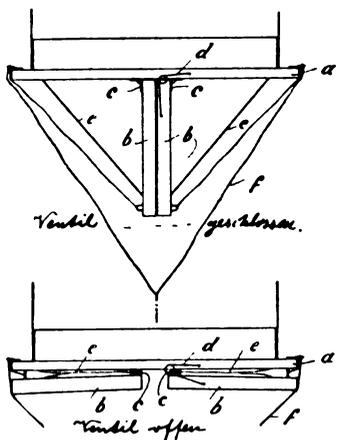
Auszüge aus den Patentschriften.

225792. Luftschrift mit einer an der unterhalb des Ballonkörpers vorgesehenen Hauptgondel angelegten zweiten Gondel. E. F. Wilson, San Franzisko (V. St. A.). — An dem Gasbehälter ist die Hauptgondel befestigt; an dieser hängt mittels Gelenkes ein — nach der Erfindung — teleskopartig ausziehbarer Träger mit der zweiten Gondel. Seile, die von der Gondel zur Hauptgondel führen, dienen der Lagenänderung.

225791. Überdruckventil für Luftballons. Vereinigte Gummiwaren-Fabriken Harburg-Wien, Harburg. — Ein an der Hülle befestigter Ring *a* trägt zwei bogenförmige Klappen *b* an den Gelenken *c*. Jede Klappe ist durch gasdichten Stoff *e* derart mit dem Ring *a* ver-

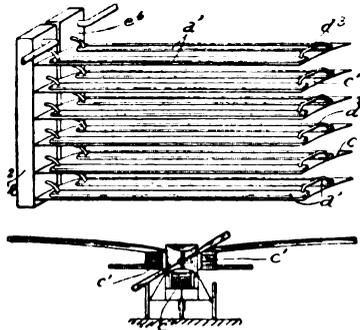
¹⁾ Auf Wunsch mehrerer Leser werden von jetzt an auch die für die Motorluftschiffahrt wichtigen Patentanmeldungen der Klasse 46 aufgenommen. Die Schriftleitung.

bunden, daß bei ihrer senkrechten Lage Abschluß erzielt wird; bei innerem Überdruck werden die Klappen durch den auf den Stoff *c* ausgeübten Zug voneinander gezogen, bei Aufhören desselben durch die Federn *d* und ihr Gewicht wieder in die Abschlußlage gebracht. Das Ventil kann natürlich auch gezogen werden.



Zu Nr. 225 791.

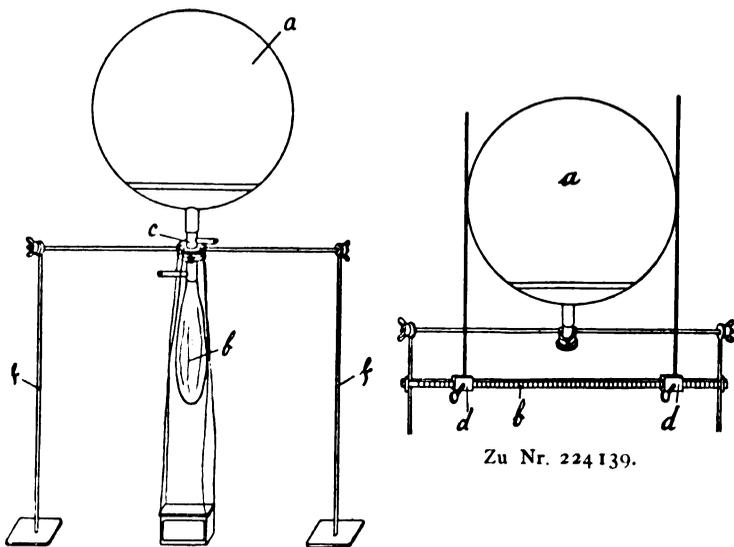
225 788. Flüssigkeitskühler für die Motoren von Luftschiffen und Flugmaschinen jeder Art. L. Blériot, Neuilly (Frankreich). — Langgestreckte Kammern *a'* werden auf biegsamen, dünnen Aluminiumblechen *c'* derart gruppiert, daß sie in Ver-



Zu Nr. 225 788.

bindung mit den Eintrittsröhren *d'*, Verbindungsleitungen *d''* und Austrittsleitungen *d'''* vollständige Kühlelemente bilden und gleichzeitig als Tragflächen wirken. Jedes Element wird an die Behälter *e''* bzw. *e'''* mit den Eintritts- bzw. Austrittsröhren angeschlossen. Ein solches System kann natürlich auch drehbar angeordnet sein.

223 675. Registrierballon-Tandem. Firma S. Saul, Aachen. — Zur Erleichterung der Füllung und des Auflassens von Registrierballons werden Fall- und Platzballon (*a* bzw. *b*) mit ihren Füllansätzen an einem festen Verbindungsstück *c* festgelegt, das durch ein tragbares Gestell *f* gehalten wird.



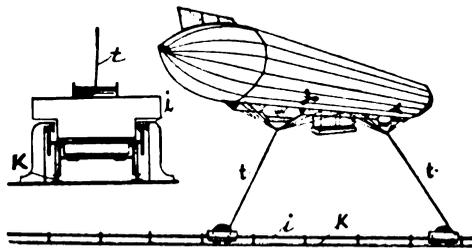
Zu Nr. 223 675.

224 139. Vorrichtung zum Füllen von Registrierballons, Zus. z. Pat. 223 675. Firma S. Saul, Aachen. — Um

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin W. 57. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Registrierballons auf einen bestimmten Durchmesser füllen zu können, ist eine Meßstange *b* angebracht, auf der sich die Arme *d* verschieben und feststellen lassen.

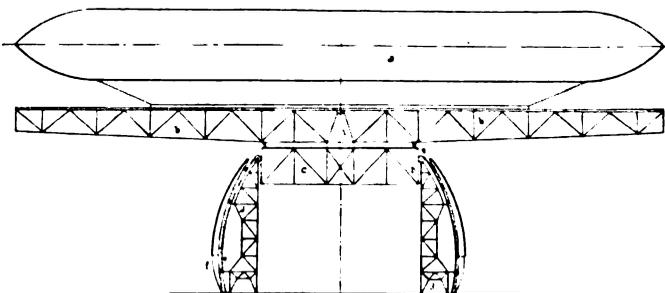
224 750. Vorrichtung zum Einholen von Luftschiffen. Naumann, Rixdorf. — Winden sind auf Wagen montiert, die gegen das Ausheben aus dem Geleise *k* durch obere Schienen *i* gesichert sind. Das gegen den Wind landende Luftschiff kann so beim Nieder-



Zu Nr. 224 750.

holen ohne großen Aufwand von Menschenkräften in die Hallenachse gedreht werden. Die zwei Verholtauere *t* greifen an je einem Ring an, der kreuzweise unter dem Tragkörper befestigte Haltetaue umschließt.

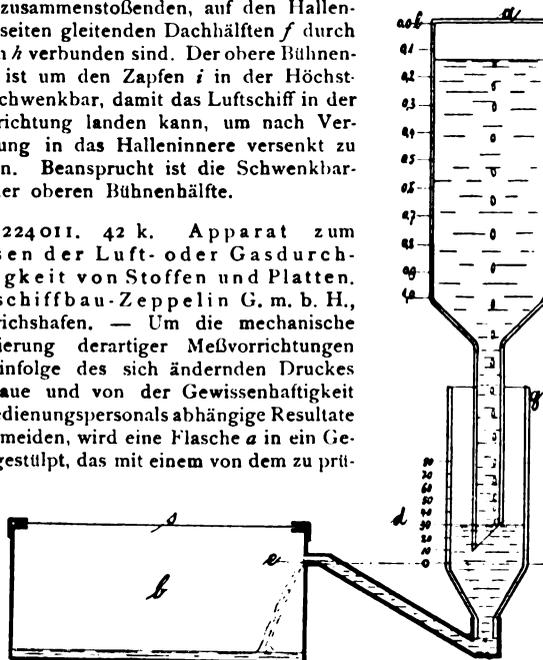
223 570. 37 f. Halle für lenkbare Luftschiffe mit zeitweise seitlich abschiebbarem Dach und zwangsläufig



Zu Nr. 223 570.

mit diesem auf und ab beweglicher Luftschiffbühne. Hermann Honnef, Diedenhofen. — Zwischen den Längswänden *d* der Halle ist die zweiteilige Bühne *b, c* auf und nieder fahrbar angeordnet, die mit den Unterkanten der im First zusammenstoßenden, auf den Hallenaußenseiten gleitenden Dachhälften *f* durch Ketten *h* verbunden sind. Der obere Bühnenteil *b* ist um den Zapfen *i* in der Höchstlage schwenkbar, damit das Luftschiff in der Windrichtung landen kann, um nach Verankerung in das Halleninnere versenkt zu werden. Beansprucht ist die Schwenkbarkeit der oberen Bühnenhälfte.

224 011. 42 k. Apparat zum Messen der Luft- oder Gasdurchlässigkeit von Stoffen und Platten. Luftschiffbau-Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. — Um die mechanische Regulierung derartiger Meßvorrichtungen bzw. infolge des sich ändernden Druckes ungenaue und von der Gewissenhaftigkeit des Bedienungspersonals abhängige Resultate zu vermeiden, wird eine Flasche *a* in ein Gefäß *g* gestülpt, das mit einem von dem zu prü-



Zu Nr. 224 011.

fenden Stoff *s* überspannten, Luft oder Gas enthaltenden Gefäß *b* in Verbindung steht. Die durch *a* beliebig einstellbare Flüssigkeitshöhe *d—e* hält sich selbst konstant, auch wenn Gas durch den Stoff austritt. Das in einer bestimmten Zeit durch den Stoff entwichene Gasquantum, das der nachgelaufenen Flüssigkeitsmenge entspricht, kann an einer Skala von der Flasche *a* ohne weiteres abgelesen werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN
DR. S. FINSTERWALDER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

UNTER MITWIRKUNG VON
DR. FRITZ HUTH
E. JOSSE
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
DR. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. VON PARSEVAL
DR.-ING. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
A. WAGENER
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang I.

31. Dezember 1910.

Heft 24.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. Von H. Reißner, Aachen. (Fortsetzung.) S. 309.
Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers. Von Mich. Gabriel, Oberingenieur. (Mit Tafel XVIII.) (Fortsetzung.) S. 312.

Ausstellungsberichte. S. 313.
Militärflugwesen. S. 318.
Sportliche Nachrichten. S. 319.
Patentschau. S. 319.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben.

Von H. Reißner, Aachen. (Fortsetzung aus Heft 20.)

Das Elementargesetz der Froudeschen Theorie.

W. Froude hat zuerst bewiesen, daß die Anwendung der Bewegungsgesetze der gradlinig bewegten dünnen Platten auf eine zwischen konzentrischen axialen Zylindern

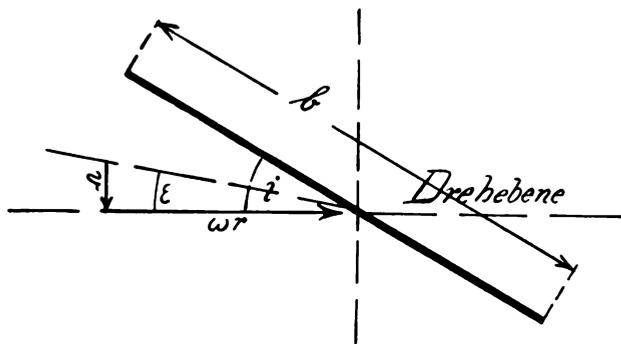


Fig. 1.

liegendes Schraubenelement zu guter Übereinstimmung mit der Wirklichkeit führt. Er selbst betrachtet nur ebene Flächen und Schraubenflächen konstanter Steigung und führt den Druck N senkrecht zur Fläche und die Reibung R (Fig. 1) tangential zur Fläche ein durch die Ansätze:

$$dN = c_1 b dr (v^2 + \omega^2 r^2) \sin(i - \epsilon) \dots \dots \dots (1)$$

$$dR = c_2 b dr (v^2 + \omega^2 r^2) \cos(i - \epsilon) \dots \dots \dots (2)$$

wo i der Steigungswinkel der Fläche,
 ϵ der Steigungswinkel des relativen Luftstroms,
 $i - \epsilon$ der Einfallswinkel des relativen Luftstroms,
 b die Flügelbreite, gemessen in der Schraubenlinie,
 v die Relativ-Axialgeschwindigkeit zwischen Schraube und Strömung,
 ω die Winkelgeschwindigkeit der Schraube,
 r der radiale Abstand des betrachteten Flächenelements,
 c_1 und c_2 Erfahrungskoeffizienten.

Aus später zu erörternden Gründen schlagen wir unsererseits vor, das Elementargesetz gewölbter Flächen anzuwenden, das wir aus den Versuchen von Sellers, Rateau, Riabouchinski, Eiffel und Prandtl etwa ansetzen können wie folgt:

$$dA = c_1 b dr (v^2 + \omega^2 r^2) (i - \epsilon + \delta) \dots \dots \dots (3)$$

$$dB = c_2 b dr (v^2 + \omega^2 r^2) ((i - \epsilon)^2 + \gamma^2) \dots \dots \dots (4)$$

Hierin bedeuten:

dA und dB die Luftdrucke auf ein Flächenelement bdr senkrecht bzw. parallel zum Relativstrom (Fig. 2),

c_1, c_2, δ und γ Erfahrungskoeffizienten.

Trägt man $i - \epsilon$ als Abszisse und

$$\frac{dA}{b dr (v^2 + \omega^2 r^2)} = \alpha \text{ bzw. } \frac{dB}{b dr (v^2 + \omega^2 r^2)} = \beta$$

als Ordinaten auf, so erhält man die bekannten, von den oben genannten Forschern im wesentlichen übereinstimmend gefundenen Kurven (Fig. 3).

Die für eine erste Annäherung einzuführende Größe der Zahlkoeffizienten soll weiter unten besprochen werden.

Für genauere Rechnungen werden sie aus planmäßigen Versuchsreihen an Propellern zu entnehmen sein.

Andere Autoren haben die Wölbung von Propellerflächen durch Vergrößerung des Froudeschen Koeffi-

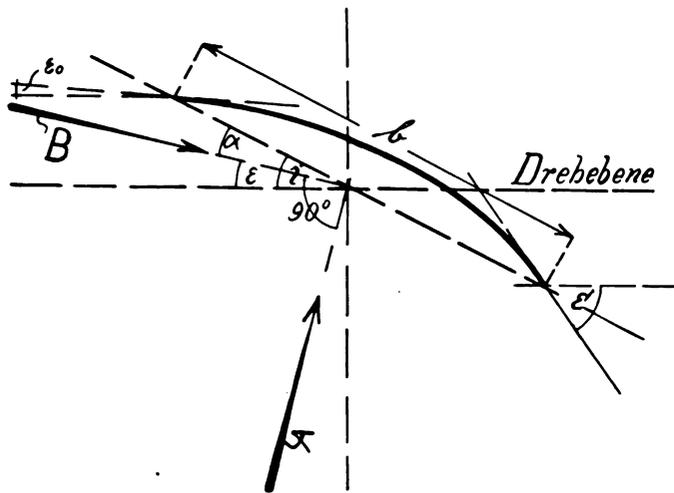


Fig. 2.

zienten c_1 , Gl. (1), zu berücksichtigen gesucht, aber wie wir meinen fälschlich, denn die Koeffizienten c_1 in den Gl. (1) und (3) unterscheiden sich sehr wenig und eher

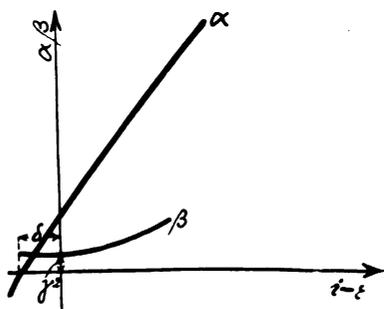


Fig. 3.

im entgegengesetzten Sinne, während der wesentliche Unterschied in dem »wirksamen« Nullwinkel δ und in dem günstigen Einfluß der Größe γ auf den Quotienten $\frac{dA}{dB}$ liegt.

Die dynamischen Prinzipien.

Die Gesetze von der Bewegungsgröße der fortschreitenden und der drehenden Bewegung und von der lebendigen Kraft sollen, den Spuren Rankines folgend, für die Strömung durch den Propeller formuliert und mit den Widerstandsgesetzen der schräg bewegten Platte in Einklang gebracht werden.

Für die Bewegungsgröße eines beliebigen Körpers, z. B. einer Wasser- oder Luftmasse, gilt das Gesetz, daß der Zuwachs in der Zeiteinheit an Bewegungsgröße der fortschreitenden Bewegung bzw. an Winkelbewegungsgröße gleich der wirkenden Kraft bzw. gleich dem wirkenden Drehmoment ist. Das heißt in der Sprache der Analysis

$$\frac{d}{dt} (Mv) = P,$$

$$\frac{d}{dt} (J\omega) = L,$$

wo M bzw. J die Masse bzw. das Trägheitsmoment bezüglich der Drehachse des betrachteten Körpers, v die Geschwindigkeit der Translation, ω die Winkelgeschwindigkeit,

P die insgesamt auf den Körper in der Richtung der Translation wirkende Kraft und L das insgesamt auf den Körper wirkende Drehmoment um die betrachtete Drehachse vorstellt.

Gleichzeitig ändert sich die lebendige Kraft oder kinetische Energie desselben Körpers, der die Schraubenbewegung v , ω ausführt, falls innere Arbeiten nicht vorkommen, entsprechend der von den äußeren Kräften P und L geleisteten Arbeit nach dem Gesetz:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{Mv^2}{2} + \frac{J\omega^2}{2} \right) = A,$$

wo A die von den äußeren Kräften in der Zeiteinheit geleistete bzw. verzehrte Arbeit ist.

Wir werden im folgenden als betrachteten Körper immer das in der Sekunde in den Propeller einströmende Luftvolumen zwischen zwei benachbarten, zur Propellerachse konzentrischen Zylindermänteln betrachten. Ist also r der Abstand eines Zylindermantels von der Achse, dr der Abstand der beiden Mäntel, v_0 die Einströmungsgeschwindigkeit in den Propeller und ρ die Dichte des strömenden Mediums, so wird betrachtet die Masse:

$$dM = \rho \cdot 2\pi r dr v_0.$$

Diese Masse besitzt als Trägheitsmoment um die Propellerachse den Wert:

$$dJ = \rho \cdot 2\pi r dr v_0 r^2.$$

Welche äußeren Kräfte wirken nun auf das betrachtete Volumen?

Zunächst erzeugen die Propellerflügel einen Beitrag zur Axialkraft P und einen Beitrag zum Drehmoment L .

Außer diesen Kräften sind aber noch die Einflüsse der benachbarten Volumteile der Strömung zu berücksichtigen.

Wir wollen nun von den etwaigen Reibungskräften zwischen der betrachteten Stromschicht und den benachbarten Schichten absehen in der Anschauung, daß solche nur bei erheblichen Geschwindigkeitsunterschieden wesentlich sein werden und wir solche zu vermeiden wissen werden. Dann können nur noch die Flüssigkeitsdrucke beim Eintritt in den und beim Austritt aus dem Propeller Beiträge zu der Axialkraft, aber nicht zum Drehmoment liefern, und zwar beim Eintritt in den Propeller:

$$p_0 \cdot 2\pi r dr,$$

beim Austritt aus dem Propeller:

$$p_1 \cdot 2\pi r dr.$$

Allerdings zieht sich der Strömungsquerschnitt innerhalb des Propellers zusammen. Wir dürfen aber den vollen Querschnitt auch für die Druckresultierende hinter dem Propeller annehmen, wenn wir die Voraussetzung machen, daß die Bereiche wirbelnden Mediums auf der Rückfläche der Flügel den Druck p_1 des Reaktionsstrahls haben, da sie in ihrem ganzen Verlauf vom Reaktionsstrahl begrenzt sind.

Übrigens wird sich die Art der Annahme als unwesentlich erweisen.

Sind nun die Geschwindigkeiten der Translation und der Rotation im Strom hinter dem Propeller relativ zu den ungestörten Teilen des Mediums v_1 und ω_1 , so wird in der Sekunde erzeugt:

Eine Bewegungsgröße der Translation:

$$dMv_1 = \rho \cdot 2\pi r dr v_0 v_1.$$

Eine Bewegungsgröße der Rotation:

$$dJ\omega_1 = \rho \cdot 2\pi r^3 dr v_0 \omega_1.$$

Eine lebendige Kraft:

$$dM \frac{v_1^2}{2} = \rho \cdot 2 \pi r dr v_0 \frac{v_1^2}{2}.$$

Die Bewegungsgröße der Translation wird nun durch den Propellerschub P und durch die Druckdifferenz des Ein- und Austrittsquerschnitts erzeugt, so daß, wenn wir $2 \pi r dr$ = dF setzen:

$$\rho dF v_0 v_1 = dP + (p_0 - p_1) dF \dots (5)$$

Die Winkelbewegungsgröße wird durch das Drehmoment allein erzeugt, so daß:

$$\rho dF r^2 v_0 \omega_1 = dL \dots (6)$$

Die lebendige Kraft der Strömung und die Leistung des Propellers bei der Verschiebung v des Schiffes wird durch die Arbeit des Drehmoments bei der Drehung des Propellers mit der Winkelgeschwindigkeit ω erzeugt, wobei aber noch ein Energieverlust dR berücksichtigt werden muß. Daher kann man das Energieprinzip wie folgt ansetzen.

$$dP \cdot v + \frac{\rho dF v_0}{2} (v_1^2 + r^2 \omega_1^2) + dR = dL \cdot \omega \dots (7)$$

Der Energieverlust dR kann durch Reibungsverluste an den Propellerflügeln oder durch Stoßverluste bei Unstetigkeiten der Strömung entstehen.

Wir haben in den obigen Ansätzen vorausgesetzt, daß die Ein- und Ausströmungsgeschwindigkeit sich gleichmäßig über die ursprünglichen bzw. kontrahierten Querschnitte verteilt. Ist das nicht der Fall, so ist eine genaue Verfolgung des Strömungsvorganges sehr schwierig, und man hätte unter den Produkten der Geschwindigkeit in den obigen Gleichungen die Mittelwerte der Produkte zu verstehen. Auf die Änderungen, die die folgenden Ergebnisse durch eine solche Ungleichförmigkeit erfahren, soll zunächst noch nicht eingegangen werden.

Die oben formulierten allgemeinen Ansätze sollen nun für die verschiedenen Aufgaben aus der Berechnung und Nachprüfung der Luftschrauben zusammengepaßt werden.

Der ortsfeste Propeller.

Ebene Flügelflächen.

Als den der Messung zugänglichsten und rechnerisch in gewissen Beziehungen einfachsten Fall behandeln wir zunächst den ortsfesten Propeller, der auch öfter als Hubschraube bezeichnet wird. Gewisse Zusammenhänge und Schwierigkeiten werden hierbei am klarsten herauskommen, wenn wir für den Anfang uns beschränken auf ein unendlich dünnes Flügелеlement einer gemeinen Schraubenfläche, das keine Reibung von seiten der Strömung erfahren möge und, wenn wir dementsprechend eine Strömung ohne Energieverluste betrachten.

Schub- und Drehmoment können einerseits durch Projektion des Normaldrucks dN auf das Flächenlement dF aus Gl. (1) ermittelt werden zu:

$$dP = dN \cos i = c_1 b dr (v_0^2 + \omega^2 r^2) \sin(i - \epsilon_0) \cos i \dots (8)$$

$$dL = dN \sin i \cdot r = c_1 b dr (v_0^2 + \omega^2 r^2) \sin(i - \epsilon_0) \sin i \cdot r \dots (9)$$

Hier ist v_0 die Einströmungsgeschwindigkeit der Luft in den Propeller und ϵ_0 der Steigungswinkel der Relativströmung, also $\text{tg } \epsilon_0 = \frac{v_0}{\omega r}$.

Der Schub des Flächenelements auf die Einheit der Leistung wird nach obigen Gleichungen:

$$\frac{dP}{dL \omega} = \frac{\cot i}{\omega r}$$

wird also mit abnehmendem Stellungswinkel und abnehmender Umfangsgeschwindigkeit des Flügелеlements immer größer. Dafür wird aber, wie wir sehen werden, der erzeugbare Schub selbst immer kleiner. Und zwar erhalten wir dies Ergebnis, wenn wir die dynamischen Strömungsgesetze anwenden.

Stellen wir Gl. (8) und (5) einander gegenüber, so erhalten wir:

$$c_1 b dr \omega^2 r^2 \cos i \frac{\sin i - \epsilon}{\cos^2 \epsilon} = 2 \pi r dr (v_0 v_1 \rho - p_0 + p_1).$$

Die Ausströmung möge nun in die freie Atmosphäre mit dem Druck p erfolgen, so daß wir $p_1 = p$ setzen können, wobei der sehr kleine Unterdruck hinter dem Propeller, der durch die Zentrifugalkraft des rotierenden Strahls und die Ansaugungsgeschwindigkeit der umgebenden Luft infolge der Reibung am Reaktionsstrahl entstehen kann, vernachlässigt werden soll.

Den Druck der einströmenden Luft können wir aus der der Einströmungsgeschwindigkeit entsprechenden Geschwindigkeitshöhe sofort angeben zu:

$$p_0 = -\rho \frac{v_0^2}{2} + p,$$

so daß wir erhalten:

$$c_1 b \cos i \frac{\sin i - \epsilon_0}{\cos^2 \epsilon_0} = 2 \pi r \rho (\text{tg } \epsilon_0 \text{ tg } \epsilon_1 + \frac{1}{2} \text{tg}^2 \epsilon_0),$$

wenn wir setzen $\text{tg } \epsilon_1 = \frac{v_1}{\omega r}$.

Ferner machen wir noch eine im Verlauf der Arbeit häufig wiederkehrende Abkürzung, nämlich:

$$\frac{c_1 b}{2 \pi r \rho} = m,$$

das wir die spezifische Völligkeit des Flügels nennen wollen.

Damit erhalten wir:

$$m \cos i (\sin i - \cos i \text{tg } \epsilon_0) = \sin \epsilon_0 (\text{tg } \epsilon_1 + \frac{1}{2} \text{tg } \epsilon_0) \dots (10)$$

Weiter ergibt sich durch Gegenüberstellung von Gl. (9) und (6):

$$m \sin i (\sin i - \cos i \text{tg } \epsilon_0) = \sin \epsilon_0 \frac{\omega_1}{\omega} \dots (11)$$

Schließlich gewinnt man aus dem Prinzip der lebendigen Kraft, Gl. (7), da die Marschgeschwindigkeit $v = 0$ ist und die Energieverluste dR verschwinden sollen

$$v_1^2 + r^2 \omega_1^2 = 2 r^2 \omega_1 \omega$$

oder:

$$\text{tg}^2 \epsilon_1 + \frac{\omega_1^2}{\omega^2} = 2 \frac{\omega_1}{\omega} \dots (12)$$

Wir haben somit drei Gleichungen (10), (11) und (12) mit den drei Unbekannten $\text{tg } \epsilon_0$, $\text{tg } \epsilon_1$ und $\frac{\omega_1}{\omega}$ und können

somit die Eintrittsgeschwindigkeit v_0 , die Reaktionsgeschwindigkeit v_1 und die Reaktionswinkelgeschwindigkeit ω_1 berechnen, wenn uns die spezifische Völligkeit m und die Umfangsgeschwindigkeit $r\omega$ des Flügелеlementes gegeben sind.

Diese Ausrechnung soll hier nicht gegeben werden, weil es sich zeigen läßt, daß eine wichtige Bedingung in diesen Gleichungen nicht berücksichtigt werden kann, nämlich die geometrische Bedingung, daß die Stromfäden das Flügелеlement tangential verlassen müssen. Ein Strömungszustand, der die Forderung, daß die zum Flügелеlement relative Stromgeschwindigkeit in die Richtung der Austrittstangente desselben falle, nicht erfüllt, darf offenbar einem Entwurf nicht zugrunde gelegt werden.

Relativ zum Propeller hat nun die Strömung beim Austritt die Axialgeschwindigkeit v_1 und die Winkelgeschwindigkeit $\omega - \omega_1$. Stellt man nun die Bedingung, daß der Austrittswinkel der Strömung mit der zur Achse senkrechten Ebene denselben Winkel wie das Flügel-

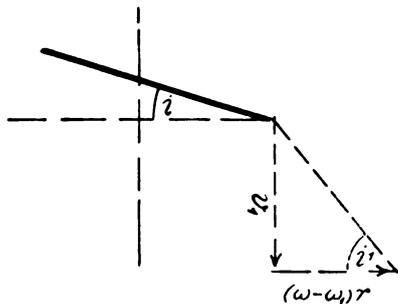


Fig. 4.

element einschließen soll, so hat man nach Fig. 4 zu fordern:

$$\cot i' = \frac{(\omega - \omega_1) r}{v_1} = \cot \varepsilon_1 \left(1 - \frac{\omega_1}{\omega} \right) \quad (13)$$

Andererseits liefert die Division der Gl. (10) und (11) durcheinander:

$$\cot i = \frac{\omega}{\omega_1} (\operatorname{tg} \varepsilon_1 + \frac{1}{2} \operatorname{tg} \varepsilon_0).$$

Diese letzte Beziehung sagt auf ihrer linken Seite nur aus, daß die Druckresultierende senkrecht auf dem Flügelement steht, benutzt also das Froudesche Wirkungsgesetz 1) gar nicht.

Durch Vergleich ergibt sich:

$$\left(\frac{\omega_1}{\omega} \right)^2 - \frac{\omega_1}{\omega} + \operatorname{tg} \varepsilon_1 (\operatorname{tg} \varepsilon_1 + \frac{1}{2} \operatorname{tg} \varepsilon_0) = 0,$$

während der Energiesatz der Gl. (12) geschrieben werden kann:

$$\left(\frac{\omega_1}{\omega} \right)^2 - 2 \frac{\omega_1}{\omega} + \operatorname{tg}^2 \varepsilon_1 = 0.$$

Die Subtraktion der zweiten Gleichung von der ersten liefert:

$$\frac{\omega_1}{\omega} = -\frac{1}{2} \operatorname{tg} \varepsilon_1 \operatorname{tg} \varepsilon_0.$$

Dieses Ergebnis deckt den oben vorausgesagten Widerspruch auf, da von den drei Größen ω_1 , $\operatorname{tg} \varepsilon_1$, $\operatorname{tg} \varepsilon_0$ keine negativ werden kann und die Einsetzung des Ergebnisses in die Gl. (10) und (11) zu dem weiteren Widerspruch führt, daß entweder die Einströmungs- v_0 oder die Auströmungsgeschwindigkeit v_1 ihre Richtung umkehren müßte.

Der Widerspruch rührt nicht etwa daher, daß wir unter den v nur die mittleren Geschwindigkeiten zu verstehen haben, denn dann müßte die Austrittstangente der Strömung am Flügel selbst noch steiler stehen und es steht schon die Austrittstangente der mittleren Geschwindigkeit zu steil, wie man durch eine kleine Zahlenrechnung sieht.

Bei den Erklärungsversuchen dieses Widerspruchs wird es darauf ankommen, Ursachen anzugeben, die die axiale und gleichzeitig die Winkelgeschwindigkeit des Reaktionsstromes so verringern, daß eine erheblich flachere Neigung der relativen Austrittstangente zustande kommt.

Bei der Berechnung der Austrittstangente ist weiter nichts vorausgesetzt als der Energiesatz und die Tatsache, daß die Luftdruckresultierende senkrecht auf der Flügelfläche steht; es kann also nicht die Form des Froude-

schen Kraftgesetzes (1) die Ursache der Unstimmigkeit sein. Verfasser hat auch vergeblich versucht, eine Übereinstimmung durch Einführung eines Über- oder Unterdruckes hinter dem Propeller oder durch eine radiale Konvergenz oder Divergenz der Strömung zu erzwingen. Ähnliche Schwierigkeiten sind allerdings auch in der Berechnung der Turbinen und Pumpen noch ungelöst und werden dort durch Ansetzung eines hydraulischen Stoßverlustes berücksichtigt. Ein solcher Verlust, der etwa durch eine Turbulenz der Austrittsströmung gedeutet werden könnte, würde erlauben, die kinematische und die dynamischen Bedingungen zu versöhnen.

Als Ergebnis der obigen Betrachtungen kann man folgenden Schluß aussprechen:

Eine geordnete, zylindrische, energieverlustfreie und den dynamischen Prinzipien gehorchende, durch einen Propeller axial konstanter Steigung verursachte Strömung läßt sich mit der kinematischen Bedingung der Austrittstangente des Flügels nicht vereinigen.

Diese Unmöglichkeit einer geordneten Strömung an einem Flügelement konstanter Steigung soll uns nun im folgenden dazu führen, Flügelflächen nicht konstanter Steigung aber geordneter Strömung aufzusuchen.

(Fortsetzung folgt.)

Konstruktion des Original-Antoinette-Eindeckers.

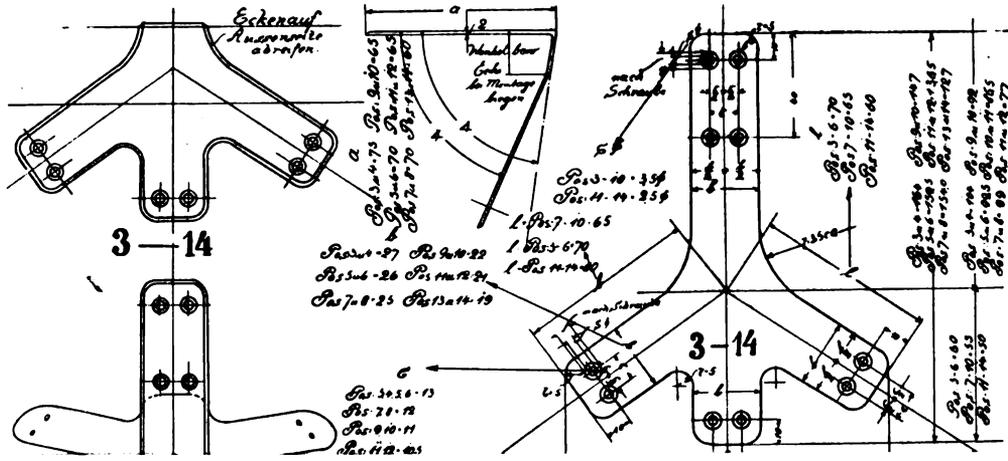
Von Mich. Gabriel, Oberingenieur der Albatroswerke, G. m. b. H. Berlin-Johannisthal.

(Fortsetzung aus Heft 20. Mit Tafel XVIII.)

Den hinteren Abschluß des Schwanzes bildet der aus Zeichnung 225 ersichtliche »Hinterstev«.— Derselbe ist aus dem Vollen aus einem Stück Spruce gearbeitet und wird mit Kiel, Bord- und Mittelleisten bei der Montage verleimt und mit 3 mm Holzschrauben verschraubt. Kiel und Bordleisten werden bei Montage mit dem Hinterstev wie Feder und Nut verfalzt, was aus Zeichnung 225 nicht zu ersehen ist, da sie den Steven vor der Montage darstellt. Die Ausklinkung des Hinterstevens erfolgt so tief, daß die nach Tafel XV zugerichteten Enden des Kieles und der Bordleisten glatt mit der Oberfläche des Hinterstevens abschneiden.

Die Ausbildung der Querleisten, der Seitenrippen, Kreuzleisten und Kreuzrippen ist aus Zeichnung 205 und aus Zeichnung 229 zu ersehen. Aus dieser Zeichnung (siehe die Querschnitte durch den Schwanz) geht auch hervor, daß die Mittelrippen im Schwanz durch Querstreben miteinander verbunden sind, was im Boot nicht der Fall ist. Dieselben haben in der Mitte runden und an den Enden rechteckigen Querschnitt.

Das Gerippe des Rumpfes wird durch Leimen und Schrauben zusammengehalten. Zur Verstärkung der Knotenpunkte sind dieselben jedoch außerdem noch durch die in Zeichnung 213 dargestellten Aluminiumbleche armiert. Die Bleche, welche außen auf Beplankung und Stoff sitzen, haben eine Stärke von 2 bis 2,5 mm. Nur die Pos. 19 und 21 werden jetzt aus 1 mm bzw. 2 mm Stahlblech hergestellt. (Nicht Al.-Blech, wie auf der Zeichnung angegeben.) Zu den Blechen, die in verschiedenen Ansichten und im Netz gezeichnet sind, wurde sogen. weiches Al.-Blech verwendet. Die Ränder sind abgeschärft. Die in der Zeichnung gültig gemachten Pos. 38 und 39 sind keine Knotenbleche, sondern Deckel und innere Gegenseibe des vorne an der Bootspitze angeordneten Handloches, welches dort zwecks leichterer Zugänglichkeit der unteren Motor-



partien angebracht ist. Pos. 41 ist die hintere Spornstrebe aus Spruce, welche in letzter Zeit aus Esche hergestellt wird. Am unteren Ende ist sie mit einem Stück federnden Bandstahles armiert und stützt sich durch die später zu besprechende Vertikalstrebe der Stabilisierungsfläche gegen den Hintersteven ab. Die Knotenbleche sind dort, wo sie auf den Kreuzrippen und Kreuzleisten aufsitzen, lappig ausgeschnitten, wo sie jedoch auf der Holzbeplankung sitzen, bleiben sie voll, daher sind z. B. die Kielbleche des Bootes rund ausgebildet.

In Zeichnung 229 sind schließlich noch verschiedene Gegenstände gültig gemacht, welche zur rein äußerlichen Fertigstellung und Verschönerung des Rumpfes dienen. Dazu gehört vor allem die Verplankung aus roter Zeder in Furnieren von 3,5 mm Dicke und ca. 150 mm Breite, so daß also 4 Furniere nebeneinander zur Bekleidung einer Bootswand gehören. Die Verplankung wird mit Kupfernägeln am Bootsgerippe befestigt und hierauf mit Glaspapier und Bimsstein so lange poliert, bis sie ganz rein und glatt ist. Hierauf werden alle Holzteile des Bootes geölt. Nach einigen Tagen wird das Boot dann mit Bootslack behandelt, um es widerstandsfähig gegen Feuchtigkeit zu machen und sein Aussehen durch den glänzenden Lack zu verbessern. Antoinette, welche auf das Äußere ihrer Flugapparate sehr viel geben, wählen für die Verplankung nur besonders schön gemasertes und gezeichnetes Holz. Die Firma soll in letzter Zeit zu Zwecken der Verschönerung poliertes Mahagoniholz zur Verplankung verwenden. Der Schwanz ist allseitig mit Aeroplanstoff straff bespannt, auch in dem Querschnitt, der ihn vom Boot trennt. Die Bahnen des Stoffes laufen von vorne nach hinten und sind mit ihren Rändern durch feine Messingnägeln an den Bordleisten und am Kiel befestigt; über diese Stoffkanten sind Deckleisten aus roter Zeder geschraubt. Zwischen Deckleisten und Bordleisten sind auch die Ränder der später zu besprechenden horizontalen Stabilisierungsflächen gespannt, was bei der oft notwendigen Demontage für die Lebensdauer derselben sehr von Nachteil ist. Der Stoff ist nirgends genäht, da dies Antoinette prinzipiell vermeidet.

3. Die Tragflächen.

Die Tragflächen sind wohl jene Teile des Antoinetteapparates, welche am wenigsten nachgeahmt wurden. Dies kommt daher, daß sie trotz vieler nicht genug zu beachtenden Vorzüge den Nachteil einer besonders komplizierten Konstruktion haben, sodaß die meisten Konstrukteure vor der Schwierigkeit in der Herstellung ähnlicher Flügel zurückgeschreckt sind. Wenn nun auch bei richtiger Inangriffnahme, besonders durch Bau von Vorrichtungen und Stellagen für die Herstellung der Teile sowohl als auch für die Gesamtmontage des Flügels, der Bau derselben einer leistungsfähigen Fabrik keine besonderen Schwierigkeiten mehr bietet, so ist es doch schwierig, die Tragflächen billig herzustellen. Lohnend dürfte der Bau von Antoinetteflügeln nur werden bei Massenerzeugung mit möglichst umfangreicher Frauenarbeit. Trotzdem bleibt noch immer der Nachteil bestehen, daß jede Flügelreparatur sehr kostspielig wird.

Die Vorzüge des Antoinetteflügels, welcher auch viele prinzipielle Unterschiede gegen alle anderen Tragflächen aufweist, liegen hauptsächlich in seiner äußeren Form. Die obere und untere Flächenwölbung haben sowohl in bezug auf große Tragfähigkeit als auch auf geringen Luftwiderstand sehr günstige Resultate ergeben. Die Wölbungskurve ist annähernd eine Parabel, welche ihren Scheitel in der Mitte des Flügels hat. Die größte

Pfeilhöhe befindet sich also im Gegensatz zu allen anderen bekannten Tragflächen auch in der Mitte, und die Wölbungskurve ist daher symmetrisch zur Mitte. Da auch die trapezförmige Grundrißform (siehe Zchg. Nr. 6) symmetrisch zur Mittellinie ausgebildet ist, so folgt daraus, daß der linke und der rechte Flügel einander gleich und daher austauschbar sind. Die Konstruktionshöhe des Flügelquerschnittes ist eine sehr große, so daß nur ganz wenig Drähte zur Verspannung des Flügels notwendig sind. Trotzdem ist derselbe gegen Torsion so elastisch, daß er sich leicht verwinden läßt. Charakteristisch ist noch die scharfe Eintrittskante, die starre nicht federnde Austrittskante, der nach außen un stetig endende, also nicht abgerundete Flügelgrundriß und vor allem die innere Konstruktion des Flügels. (Fortsetzung folgt.)

Ausstellungsberichte.

Technisches vom zweiten Pariser aeronautischen Salon.

Von Ob.-Ing. Mich. Gabriel, Berlin-Johannisthal. (Fortsetzung.)

II. Einzelheiten.

Vorausgeschickt sei, daß es nicht Zweck der folgenden Zeilen sein soll, einen lückenlosen Bericht über alle Ausstellungsgegenstände zu bringen. Ich verweise vielmehr auf den Aufsatz von Dr. Quittner »Neue Flugzeuge« und auf einen noch erscheinenden Artikel von Ing. Vorreiter über die ausgestellten Flugmotoren und will mich hier darauf beschränken, auf die wichtigsten und interessantesten Flugzeuge und Motoren mit einigen Worten hinzuweisen und einige Konstruktionsdetails zu bringen.

Die Gesellschaft »Astra«, welche früher Wright-Zweidecker baute, ist ihre eigenen Wege gegangen und bringt ein Flugzeug heraus, welches vom Wrightapparat nur mehr die Hauptzelle hat. Das vordere Höhensteuer ist fort-

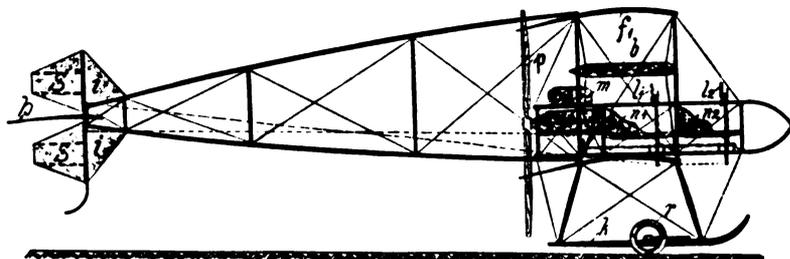


Fig. 14. Zeichnung des Zweideckers »Astra«, Seitenansicht.

f_1, f_2 Flügel, h Höhensteuer, s Seitensteuer, i Schwanzflossen, l_1 vorderer, l_2 hinterer Lenkhebel, n_1, n_2 Sitze, m Motor, b Benzintank, p Propeller, r Anlaufräder, k Landungskufen.

gefallen; dasselbe ist hinten ähnlich wie bei Blériot angeordnet, das Seitensteuer erinnert an Antoinette, der Rumpf mit dem hinten eingebauten Motor und nur einer direkt gekuppelten Schraube, ferner die zwei hintereinander angeordneten Sitze, ist dem neuen Voisinapparat ähnlich, das Fahrgestell erinnert an Farman. Man brachte auch die von beiden Sitzen aus zu bedienende Steuerung. Der Kühler ist wie beim Wright-Zweidecker angeordnet.

Bezüglich des originellen Sloan-Zweideckers verweise ich auf den Aufsatz von Dr. Quittner.

Die Antoinette-Gesellschaft stellt einen wunderbar gearbeiteten Eindecker mit 55 PS Motor aus, der sich von der bisherigen Type durch geringfügige Änderungen am Sporn, an der oberen Kielflosse und an den Verspannungen der Flügel, (zusätzliche Drahtseile) unterscheidet. Die bisherige Metallschraube wurde durch eine Holzschraube (»Normal«) von 2,50 m Durchmesser ersetzt, deren Metallnabe eine kegelförmige Kappe zur Verminderung des Luftwiderstandes trägt. Am Antoinettestand ist auch der Lehrapparat zu sehen. Der-

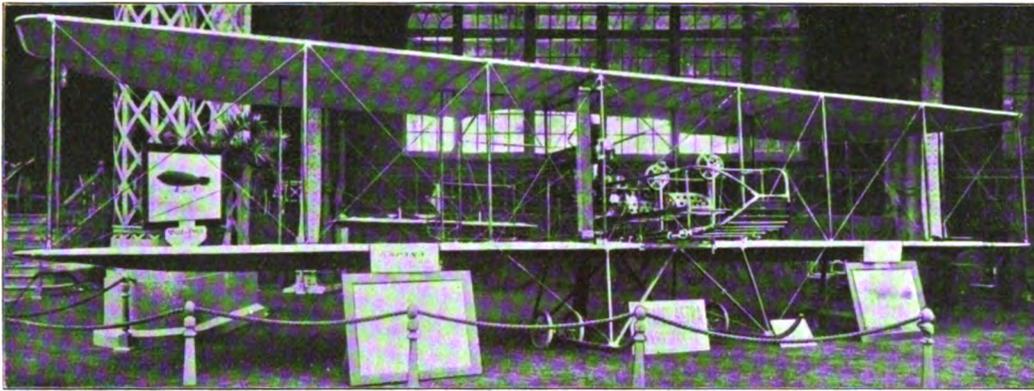


Fig. 15. Neuer Zweidecker der Gesellschaft »Astra«.

selbe besteht aus zwei aufeinander gestellten Halbkugeln, welche gegeneinander beweglich sind. Auf der oberen Halbkugel sitzt der Schüler. Durch Handhaben wird nun der Apparat in allen drei Richtungen beständig aus dem Gleich-



Fig. 16. Lehrapparat von »Antoinette«, // Halbkugel mit dem Führersitz, R Handrad für die Höhensteuerung, L Handrad für die Quersteuerung mittels der Seile, F Fußhebel für die Seitensteuerung mittels der Seile S.

gewicht gebracht, und der Schüler hat nun durch Betätigen seiner beiden Handräder und seines Fußsteuers das Gleichgewicht wieder herzustellen, wobei die hierzu notwendigen Steuerbewegungen denjenigen gleich sind, die bei den entsprechenden Gleichgewichtsstörungen in der Luft erforderlich wären. Die Firma beschäftigt sich gegenwärtig mit dem Bau eines Flugzeuges, welches von den Masten eines Schiffes abfliegen und an denselben auch wieder zur Landung kommen soll.

Sommer stellt einen Zweidecker und einen Eindecker aus. Ersterer unterscheidet sich von den bisherigen Modellen durch die Wölbungsform seiner Tragflächen und durch ihre geringere Tiefe. Diese beiden Änderungen konnte man schon am Lindpaintner'schen Flugzeug während der Berliner Oktoberwoche beobachten. Der ausgestellte Apparat unterscheidet sich aber noch weiter dadurch, daß auch an der unteren Tragfläche kleine, viereckige Hilfsflügel vorgesehen sind.

Der Eindecker Sommers besitzt einen Blériottrumpf mit

vorne eingebautem 50 PS-Gnome-Motor, Blériotflügel, ein Sommerfahrgerüst und einen Schwanz, wie ihn Fig. 17 zeigt, bei welchem die gewölbte Stabilisierungsfläche wie beim Zweidecker einstellbar ist. An diese schließt sich das geteilte Höhensteuer an und hinter diesem ist das viereckige Seitensteuer angeordnet. Der Schwanz ruht auf einer Schleifkufe. Den Größenverhältnissen nach ist der Apparat etwas größer als der Blériot-Eindecker. (Fig. 8, S. 278.)

Der Marine-Aeroplan von Fabre und der von demselben Konstrukteur stammende Paulhan-Zweidecker werden von anderer Seite genau beschrieben. Jedenfalls waren sie neben dem Flugzeug von Coanda die einzigen, welche durch ihr von dem gewohnten Anblick gänzlich abweichendes Aussehen auffielen. Während aber der Coanda-Apparat einen sehr konstruktiven Eindruck macht, haben die Fabreschen Flug-

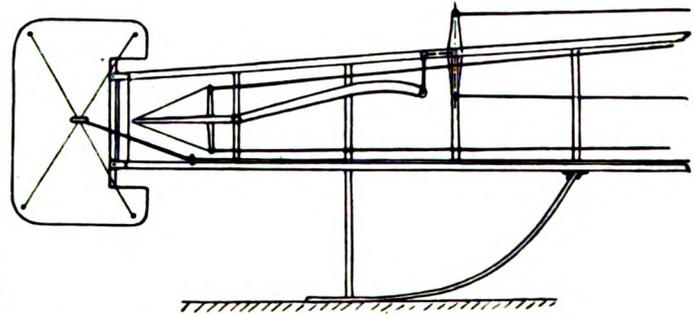


Fig. 17. Höhen- und Seitensteuer des Eindeckers von Sommer.

zeuge etwas Bizarres und Unruhiges an sich. Jedenfalls ist manches Neue und Gute mit vielem konstruktiv Falschem verbunden: Wirkungsvolle Elastizität mit unnützer Klobigkeit, bestechende Einfachheit mancher Details mit plumpen, gedankenlos aus dem Schiffbau herübergenommenen Konstruktionselementen. Unnütze Überdimensionierung an falscher Stelle, falsche Beanspruchungen, zu primitive Ausführung,

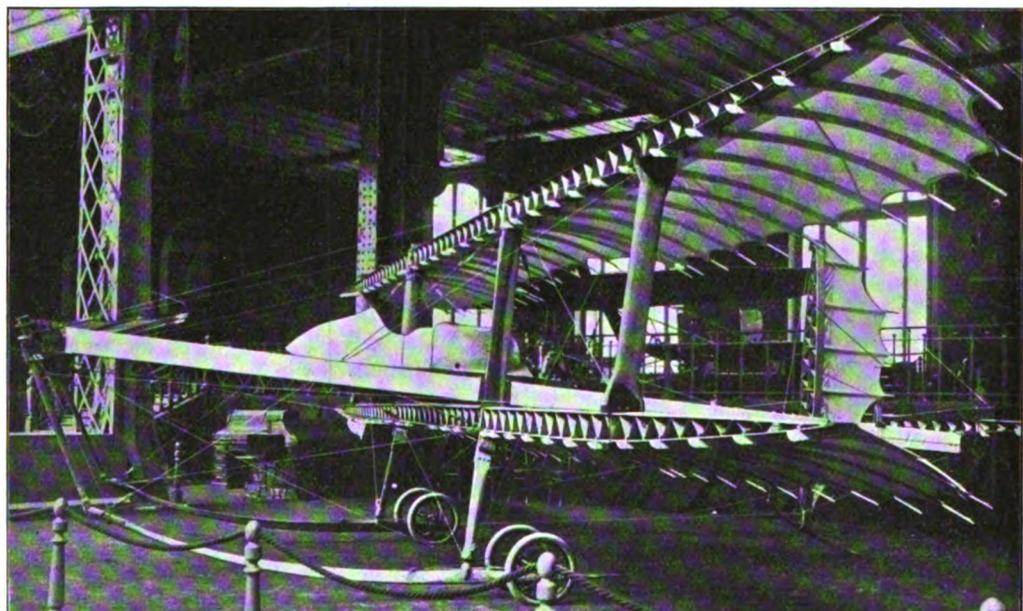


Fig. 18. Zweidecker »Fabre-Paulhan«.

und vor allem hoher Stirn- und besonders Seitenwiderstand sind die Hauptmängel. Das Fliegen mit dem Marineaeroplan dürfte auch aus dem Grund nicht sehr angenehm sein, daß infolge der Anordnung aller Steuer vorne und der Haupttragfläche hinten der Pilot besonders bei Wind sehr viel zu tun haben dürfte, um die Stabilität des Apparates zu erhalten, denn der Apparat bleibt trotz des vorne unter dem Steuer angeordneten »Stabilisators« labil. Wie groß der Widerstand gegen einen auch nur um wenige Grade von der Fahrtrichtung abweichenden Gegenwind ist, erhellt schon daraus, daß Fabre ein besonderes Seitensteuer entbehren kann, weil der Widerstand der Diagonalfächen der für Fabre charakteristischen »poutres armés« (Hauptträger) des Höhensteuers bei Drehung des letzteren um eine vertikale Achse das Seitensteuer ersetzt. Die Tragkraft der Apparate dürfte infolge der richtig elastisch ausgebildeten Tragflächen eine große sein, auch ist die einfache und schnelle Demontierbarkeit zu loben.

Rob. Esnault-Pelterie (»Rep«) baut den Rumpf seines wieder mit rotem Stoff bespannten Eindeckers nicht mehr in Stahlrohr, sondern in Holz (siehe Fig. 1—4, Tafel XVII, Heft 22). Das Fahrgestell hat er in einer anscheinend recht glücklichen Weise verbessert. In letzter Zeit sind dem opferbereiten Pionier der Flugtechnik auch schöne Erfolge beschieden gewesen.

Der ganz aus Stahlrohr hergestellte, große Militäraeroplan von Voisin hat das Höhensteuer hinten, eine sehr große Voisinschraube (Durchmesser 3,20 m) und einen bootförmig geschlossenen Rumpf mit zwei Sitzen nebeneinander und ist mit einem Maschinengewehr ausgerüstet. Der konstruktiv sehr durchgebildete Apparat ist in einfachen, klaren, großen Linien gehalten und besitzt wenig Stiele und Drähte.

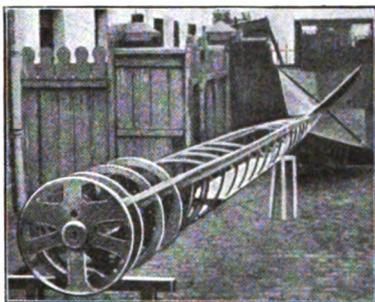


Fig. 19. Gerippe des Bootes vom »Coanda«-Flugzeug.

Das Coandaflugzeug, wohl die interessanteste Neukonstruktion des Salons wurde bereits von Dr. Quittner beschrieben. Wenn sich der Turbinenpropeller bewähren sollte, so sind wohl viele neue und günstige umwälzende Formgebungsmöglichkeiten vorhanden. Bewundernswert ist die Elastizität der hölzernen Tragflächen, welche sich tadellos verwinden lassen. Wie sich die Fourniere in Wind und Wetter, besonders in der trockenen Sonnenhitze bewähren werden, ob sie nicht Risse bekommen, ist allerdings eine andere Frage. Die Steuerung des Apparates halte ich für wenig wirksam und im Prinzip verfehlt. Der Apparat ist auch dadurch interessant, daß an ihm kein einziger Spanndraht und kein Drahtseil ist. (Siehe Fig. 16—22, Tafel XVII.)

Durch dasselbe auf Vermeidung von Spanndrähten hinauslaufende Konstruktionsprinzip zeichnet sich auch das auf den ersten Blick recht häßlich erscheinende Bréguetflugzeug aus. Es begnügt sich mit 4 starken Stielen aus Stahlrohr und mit einigen 5 mm starken Drahtseilen. Die elastische Veränderlichkeit des Anstellwinkels der Flächen dürfte sehr vorteilhaft sein und ist wohl mit ein Hauptgrund für die große Tragkraft der schmalen Flächen. Das Fahrgestell ist entschieden zu plump und schwer ausgefallen. Der dünne, pfahlförmige Schwanz mit dem Universalsteuer à la Santos Dumont hält auf Torsion wenig aus, so daß eine Verdrehung des Schwanzes gegen die Hauptzelle leicht möglich sein dürfte. Die Betätigung des Steuer und der Verwindung erfolgt durch die Bernardsche Universalsteuer ähnlich wie bei Astra. (Fig. 30, S. 303, Heft 23, Fig. 9, S. 278.)

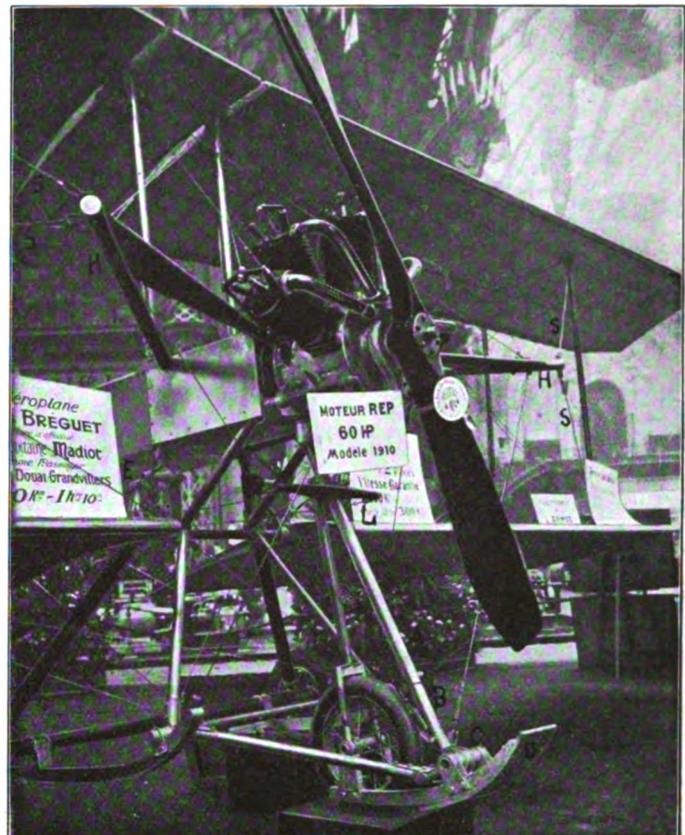


Fig. 20. Zweidecker von Breguet.
H Holme zur Verspannung der Flügel mittels der Drahtseile S, A—B elastische Stütze für die Landungskufe D, befestigt mittels Gelenk C, E Hebel zum Einstellen der Flügel, L Lenkhebel für die vordere Kufe D und das Vorderrad.

Nieuport hat die um ein Universalgelenk sich frei einstellende Stabilisierungsfläche aufgegeben. Die Steuerflächen sehen jetzt aus wie bei Dornier. Der Apparat macht einen sehr plumpen Eindruck. Man beachte das Fahrgestell mit Blattfederquerachse und die Motor- bzw. Zylinderbefestigung im Bootskörper. Fig. 21. (Siehe auch Fig. 25—27, Taf. XVII.)

Der Hanriotapparat ist ein kleiner Antoinette mit Blériotflügeln, sehr sauber ausgeführt, aber zu robustem, schwerem Fahrgestell.

Der Telliereindecker ist dem von Hanriot ähnlich, nur vergrößert und vergrößert. Das Fahrgestell ist von

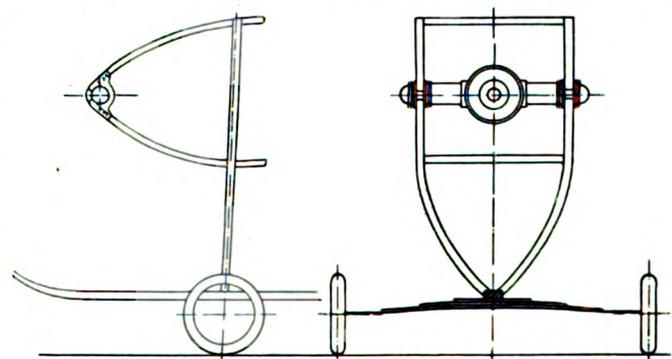


Fig. 21. Motorbefestigung und federnde Achse von Nieuport.

Blériot entliehen. Viele Details sind der Bootsbauerei ungerechtfertigt entnommen.

Die Clément-Eindecker (Santos Dumonts Demoiselle) sind ganz aus Stahlrohren gebaut, welche durch Außenlötung miteinander verbunden sind. Das Fahrgestell ist schlecht. Der Kühler ist ein Teil der Tragfläche.

Der Apparat von Pischhoff ähnelt in bezug auf Anordnung der Tragfläche, des Motors, der Sitze, der Schraube,

der Steuer, Ausbildung des Rumpfes als dreiseitige Pyramide etc. auffällig dem von Dornier, nur ist die dreiseitige Pyra-

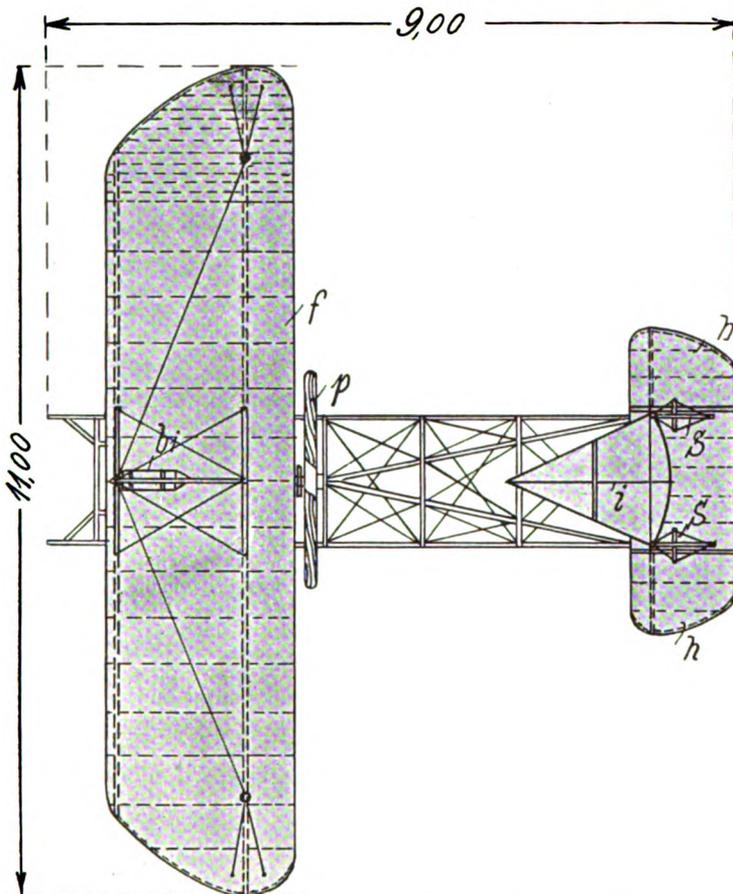
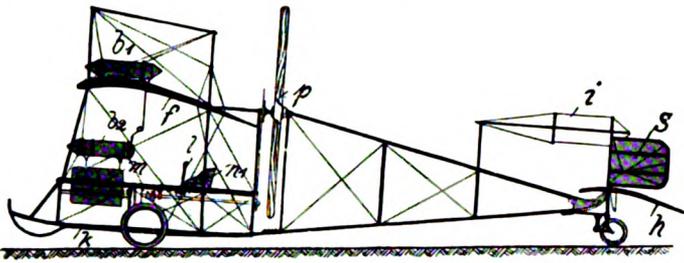


Fig. 22 u. 23. Zeichnung des Eindeckers von Pischoff. Seitenansicht und Ansicht von oben. *f* Flügel, *h* Höhensteuer, *S* Seitensteuer, *i* Schwanzfläche, *b*₁, *b*₂ Benzintanks, *m* Motor, *p* Propeller, *n*, *n*₁ Führer- und Passagiersitz, *l* Lenkhebel, *k* Landungskufe.

mide bei Pischoff nicht auf eine Kante, sondern auf eine Seite gestellt; daraus folgen zwei Kufen und die eigenartige Ausbildung des Propellerlagers, welches eine Ecke der drei-

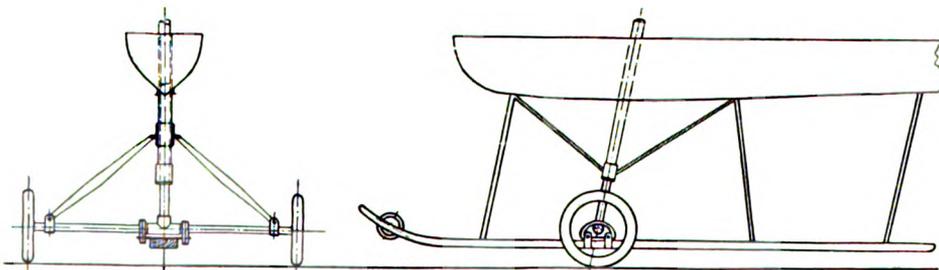


Fig. 24 u. 25. Fahrgestell mit mittlerer Landungskufe von Peugeot-Rossel. Ansicht von vorn und von der Seite.

eckigen Grundflächen der Rumpfpfyramide bildet. Der Apparat unterscheidet sich von dem Dornerschen durch seine große Plumpheit und seinen bedeutenden Seitenwiderstand. Aus-

gerüstet war der Apparat mit einem österreichischen Daimlermotor, welcher sich von vorne wie ein Automobilmotor andrehen läßt und durch eine Kupplung mit der Schraube verbunden wird.

Der Eindecker Koechlings hat den Motor vor dem ganz abgeschlossenen Boot, was für die Kühlung sehr gut ist. Weniger gelungen sind die seitlich an den Flügeln angeordneten Ailerons, die sich ähnlich drehen wie das Höhen-

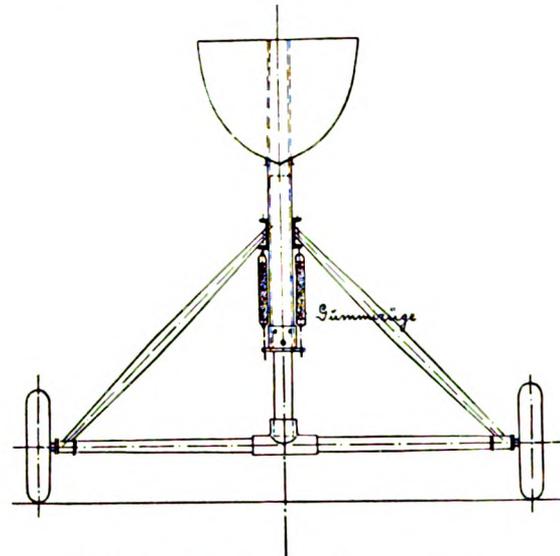


Fig. 26. Fahrgestell von Fils de Regy freres.

steuer Blériots. Das Fahrgestell ähnelt dem von Etrich, also Blériotfahrgestell mit mittlerer Kufe.

Bei dem der Antoinettesmaschine ähnlichen Eindecker von Peugeot-Rossel beachte man das Fahrgestell, ebenso bei dem dem Blériotschen Militärtyp ähnelnden Eindecker

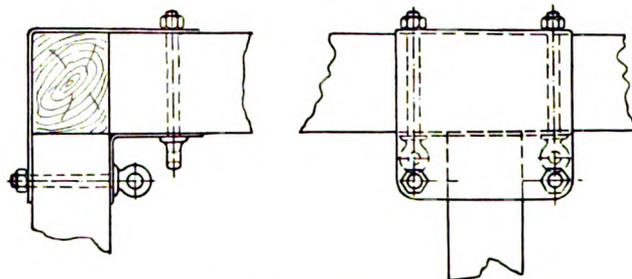


Fig. 27 u. 28. Eckverbindungen von de Coster.

der »Fils de Regy freres«, übrigens eine wundervoll ausgeführte Maschine, bei welcher auch die Betätigung der Steuer, welche unter Einschaltung von Zwischenhebeln erfolgt, eigenartig ist.

— Der Monoplan der berühmten Karosseriefabrik Vinet fällt durch seine schöne Werkmannsarbeit, besonders durch die vorbildlich zu nehmende Konstruktion des Flügelgerippes auf. Der hängend eingebaute Gypsmotor sitzt vor dem ganz geschlossenen Boot.

Bei Bonnet-Labranches Eindecker ist die gleichzeitige Höhensteuerung und Verwindung durch einen universal beweglichen Hebel beachtenswert und besonders die Eckverbindungen an seinem Rumpf, welche von dem Gesichtspunkt aus konstruiert sind, die Hauptleiste möglichst wenig zu schwächen und gleiche und einfache Teile zu verwenden. Auch umgeht Bonnet-Labranche dadurch auf glückliche Art das Blériotsche Patent und spart trotzdem wie dieser die Spanschlösser. Fig. 31—33.

Von demselben Gesichtspunkt ausgehende Eckverbindungs-konstruktionen verwendet auch de Coster und Maurice Farman. Beachtenswert sind auch die aus Stahldraht gewundenen Verbindungsbolzen der Aera-Gesellschaft Fig. 27-34.

Vuitton stellt außer seinem bekannten Schraubenflieger einen roh zusammengezimmerten Eindecker aus, der ebenso wie sein Schraubenflieger nicht ernst zu nehmen ist.

Goupy zeigt einen seiner charakteristischen Zweidecker, bei welchem die obere Tragfläche weit vorgeschoben ist, so

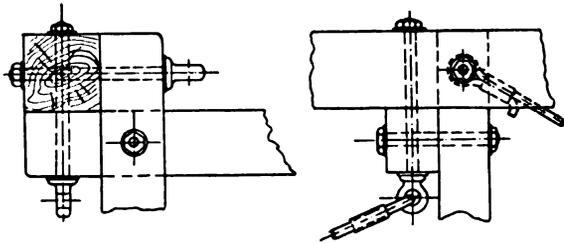


Fig. 29 u. 30. Eckverbindungen von Maurice Farman.

daß die Tragzelle von der Seite gesehen mit den Stielen einen Rhombus bildet. Mit dieser Zelle ist ein Monoplanrumpf mit vorne liegender Schraube verbunden. (Fig. 8, S. 212.)

Riesiges Aufsehen erregte der Eindecker von Clerget. War er doch mit einem 200pferdigen Motor ausgerüstet. Der robust gebaute Apparat macht einen sehr guten Eindruck. Die hinten am Schwanz angeordnete zweite Tragfläche ist

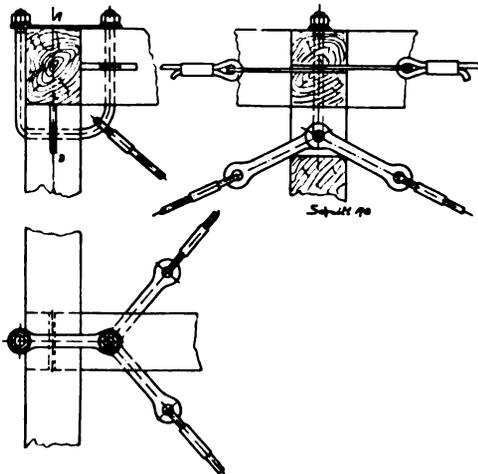


Fig. 31 bis 33. Eckverbindungen von Bonnet-Labranche.

gewölbt und fällt durch ihre Größe auf. Der Apparat, der genau dem Langley-Typ entspricht, wird als Tandem-eindecker bezeichnet. Die drei Passagiere sitzen weit voneinander entfernt, was für die Stabilität nicht sehr günstig ist, da durch das Auseinanderziehen der schweren Massen das Trägheitsmoment des Apparates groß wird. Der erste



Fig. 34. Aera-Verbindungsbolzen aus Stahldraht gewunden.

Fahrer bedient den Motor, der zweite ist der eigentliche Beobachter, der dritte lenkt. Nachstehend einige Daten über den Apparat:

- Spannweite der vorderen Flügel 10 m,
- » » hinteren Flügel 8 m,
- Entfernung der vorderen von der hinteren Fläche 6 m,
- Anstellungswinkel 10° —, Gesamttragfläche 37 qm,
- ganze Länge des Apparates 14 m,
- Gewicht in flugbereitem Zustand mit drei Personen 800 kg.
- Durchmesser der Holzschraube 3 m, — Steigung derselben 4 m.

Der Querstabilität wird durch Verwindung der vorderen und hinteren Fläche erhalten. — Der Kühler ist wie bei Antoinette angeordnet. Das tiefliegende Benzinreservoir steht unter Druck, der durch einen von Zeit zu Zeit mit der Hand betätigten Gummiball erzeugt wird (dasselbe machen übrigens auch Blériot, Hanriot u. a.). Das Fahrgestell ist ähnlich wie bei Sommer, doch sind die Gummifederringe durch richtige Wagenfedern ersetzt. Die an der Spitze des Rumpfes befindliche Schraube sitzt nicht auf der Kurbel-

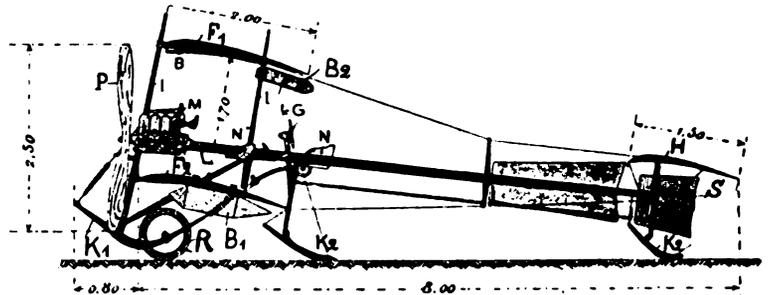


Fig. 35. Zeichnung des Zweideckers von Turcat-Mery. Seitenansicht. F_1, F_2 Flügel, H Höhensteuer, S Seitensteuer, G Lenkhebel, M Motor, P Propeller, K_1 Landungskufen, K_2 Sporen, R Räder, B_1, B_2 Benzin-tanks, N, N_1 Führer- und Passagiersitze.

welle des etwas weiter hinten liegenden Motors, sondern auf einem Verlängerungsstück von ca. 1,5 m Länge. Diese Anordnung führt sehr leicht zu einem Bruch der Welle. Der Schwanz des Flugzeuges ist ähnlich wie bei Antoinette ausgebildet. (Fig. 5 und 6, S. 277, Heft 21.)

Der Zweidecker Turcat-Mery und Rougier (früher Odier-Vendôme) erinnert etwas an die Maschine von Ader. Er ist sehr plump, zeigt jedoch originelle Ideen, so z. B. die Verbindung des pfahlförmigen Rumpfes mit der Tragzelle, das Fahrgestell und die Verbindung der Tragflächen untereinander.

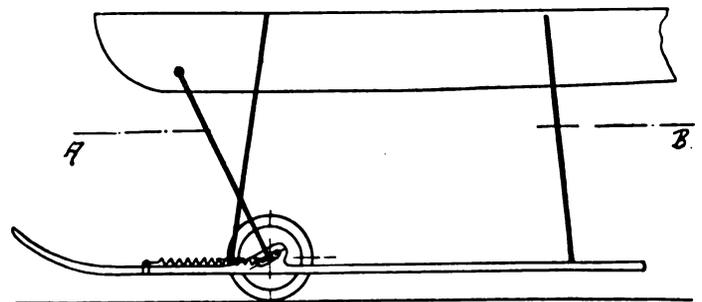


Fig. 36 u. 37. Fahrgestell mit mittlerer Landungskufe von Chassany. Seitenansicht und Ansicht von oben.

Bei dem abseits stehenden Eindecker von Chassany ist besonders das Fahrgestell interessant. Fig. 36-37.

An dem Eindecker von Audinau möchte ich schließlich noch die Flügel erwähnen, deren I-förmige Rippen aus hölzernen Gurten und aus Stegen von Kork bestehen. Die

Flügel werden dadurch zwar sehr elastisch, aber auch sehr schlapp und verlangen daher zahlreiche Verspannungsdrähte.

Von Motorenfirmen stellt Gnôme außer den bekannten 50 PS und 100 PS-Motoren einen neuen 50 PS-Motor mit gesteuertem, im Zylinderkopf neben dem Auspuffventil liegenden Saugventil aus, welches nicht durch die Kurbelkammer, sondern durch eine besondere Saugleitung das Gemisch erhält. Der Motor soll sich jedoch nicht bewährt haben, vor allem wegen der zu geringen Kühlung des Kolbens, so daß die Firma wieder zu ihrer alten Type mit automatischem Saugventil im Kolben zurückkehrt, welche sie nur dadurch auf 70 PS verstärkt, daß sie die Bohrung von 110 mm auf 130 mm erhöht bei einem Hub von 120 mm wie bisher. Das Gewicht dieses 70 PS-Motors beträgt 85 kg. (Fig. 7, S. 278, Heft 21.) (Schluß folgt.)

Militär-Flugwesen.

Deutschland:

Bisher haben sieben preußische Offiziere das Fliegerzeugnis erworben: Leutnant v. Tarnoczig, Kaiser Franz-Gren.-Rgt.; Leutnant Mackentun, Inf.-Reg. 141; Oberleutnant Grade, Ing.-Inspektion; Oberleutnant Wilberg-Füs.-Rgt. 80; Oberleutnant v. Tiedemann, Garde-Kürass.-Regiment, Hauptmann de le Roi, Versuchsabteilung der Verkehrstruppen; Oberleutnant Geerds, Versuchsabteilung der Verkehrstruppen. Leutnant Mackentun flog am 23. XII. mit Leutnant v. Thüna auf Farman-Zweidecker nach Rathenow und zurück nach Döberitz.

Als militärischer Fluglehrer für die Ausbildung der Offiziere in Döberitz ist zum 1. Januar 1911 Simon Brunhuber von den Albatroswerken verpflichtet.

Die Ausbildung der bayerischen Offiziere schreitet unter Leitung von Wienziers, der vor kurzem mit Genehmigung der Militärverwaltung als Leiter und Lehrer der Fliegerschule in Oberwiesenfeld bei München engagiert wurde, rüstig vorwärts; Oberleutnant Wild konnte bereits als erster bayerischer Offizier das Fliegerzeugnis erwerben.

Auf Einladung des sächsischen Kriegsministers flog Hans Grade am 21. Dezember auf dem Übungsplatze Heller bei Dresden vor einer Prüfungskommission. Ingenieur Kahnt, ein Schüler Grades, soll darauf sächsischen Offizieren auf dem Übungsplatze Zeithain Unterricht erteilen.

Österreich:

Das Kriegsministerium beabsichtigt drei Flugzeuge anzuschaffen, für die folgende Bedingungen festgelegt sind:

1. Ein zweistündiger Flug im Durchschnittstempo von 70 Std. km.
2. Ein zweistündiger Passagierflug; die beiden Personen müssen mindestens 140 kg wiegen, außerdem sind noch 70 kg Ballast mitzunehmen.
3. Motor muß 6 Stunden lang auf der Bremsbank laufen.
4. Das Flugzeug muß in einer Stunde zerlegbar sein, derart, daß es auf ein Auto verladen werden kann. Für die Instandsetzung des Flugzeuges sind 2 Stunden Zeit bewilligt.

Die Bewerbung ist nur für österreichische Konstrukteure offen.

Frankreich:

Ende November besaßen bereits 35 französische Offiziere das Fliegerzeugnis. Am Ende des Jahres dürfte die Heeresverwaltung über 75 Flugzeuge der verschiedensten Systeme verfügen.

Im Vordergrund des militärflugsportlichen Interesses steht zurzeit der Prix Lazare-Weiller, der demjenigen Offizier zufällt, der bis zum 31. Dezember 1910 mit einem Passagier die größte ununterbrochene Strecke hin und zurück geflogen ist. Als erster Bewerber flog der Schiffsleutnant Delage mit Leutnant Mayot auf Farman-Zweidecker von Etampes nach Blois und wieder zurück.

Am 21. November flog Leutnant Cammermann mit Hauptmann Huyone von Châlons bis Montigny sur

Aube und zurück in 4 Stdn. 9 Min. Die Entfernung beträgt 232 km. Es haben sich ferner für diesen Bewerb eingeschrieben: Marineleutnant Byasson, Leutnant Mailfert und Leutnant Féquant.

Maurice Farman machte am 20. Dezember in Buc von seinem Zweidecker aus Versuche mit drahtloser Telegraphie. Es gelang auf 10 km Entfernung Nachrichten zu übermitteln.

England:

Die Armeeverwaltung hat einen Farman- und einen Paulhan zweidecker in Paris angekauft. Der Farman-Apparat wurde vor einigen Tagen von Offizieren der englischen Armeeverwaltung in Châlons nach mehreren Probeflügen abgenommen. Weitere Apparate sollen in Frankreich bestellt werden. Außerdem sind 4 Apparate britischer Herkunft in England in Auftrag gegeben.

Dem kürzlich eingerichteten Militärflugkorps wurden alle Offiziere und Mannschaften, die sich bereits praktisch betätigt haben, zugeteilt. Es können aber auch Zivilpersonen, die Flieger sind, beitreten.

Ganz besonderer Aufmerksamkeit schenkt man der Frage eines Marine-Flugzeuges. Unter dem Vorsitz des Admirals Beresford ist zurzeit eine besondere Kommission mit der Prüfung der Frage beschäftigt, auf welche Weise die Flugmaschinen der Flotte nutzbar gemacht werden könnten.

Italien:

Den weiteren Bau von Luftschiffen scheint man trotz der damit erzielten günstigen Resultate aufgeben zu wollen. Man will die zu Verfügung stehenden Mittel zur Schaffung einer Flugzeugflotte verwenden.

Oberst Morris, der Kommandeur der Spezialisten-Abteilung, hat in Paris 4 Farman-Zweidecker und 2 Bleriot-Eindecker angekauft, sie sind mehreren Offizieren übergeben, die in Frankreich ausgebildet wurden und später als militärische Fluglehrer auf dem Übungsfeld in Centocelle tätig sein werden. Über den Ankauf weiterer Apparate steht man in Unterhandlung und sollen zunächst 16 Flugzeuge eingestellt werden. Neben Centocelle soll noch im Po-Tal eine besondere Ausbildungsanstalt für Flieger eingerichtet werden.

Das italienische Militärflugwesen, das in Leutnant Vivaldi Pasqua und Saglietti schon zwei schwere Verluste erlitten, hat jetzt zwei weitere Todesopfer auf einmal zu verzeichnen. Bei Flugversuchen in Centocelle stürzte der Ingenieur-Offizier Cammaroto mit seinem Passagier, dem Geniesoldaten Castellani mit einem Farman-Zweidecker am 3. Dezember d. J. ab, beide waren tot.

Rußland:

Das Kriegsministerium hat ein Projekt ausgearbeitet, wonach eine ständige aviatische Kommission eingerichtet und in Sebastopol ein militärischer Flugzeughafen geschaffen werden soll.

Als Lehrer der Fliegerschule der russischen freiwilligen Luftflotte wurde der bekannte Flieger Effimoff mit 60 000 M. Gehalt bei dreimonatigem jährlichen Urlaub verpflichtet.

Anfang November weilte eine Kommission von Offizieren des russischen Generalstabes in Paris, um für die russische Armee geeignete Flugzeuge zu bestellen. Die Kommission hat sich für das System Pischoff entschieden und der in Boulogne sur Seine errichteten französischen Filialfabrik der österreich-ungarischen Autoplan-Werke Auftrag auf Lieferung von 2 Flugzeugen erteilt.

Rumänien:

Das Kriegsministerium wird in Cotroceni eine Militärfliegerschule einrichten. Es sind bereits mehrere Flugapparate angekauft.

Norwegen:

Zum Studium des Fliegwesens hat die norwegische Regierung die Offiziere Diehli und Jacobsen nach Frankreich zur Ausbildung und Ablegung des Führerzeugnisses entsandt.

E. O.

Sportliche Nachrichten.

Termine der deutschen Flugwettbewerbe.

1. 9.—21. April: Fernflug Ulm—Friedrichshafen, weitere Ausdehnung eventuell nach Stuttgart vorbehalten. Veranstaltet vom Verein Deutscher Flugtechniker unter Mitwirkung der württembergischen Luftschiffahrts-Vereine. Graf Zeppelin hat für diesen Flug 25 000 M. gestiftet.

2. 16. April: Nationales Wettfliegen in Dresden, veranstaltet vom Königl. Sächsischen Verein für Luftschiffahrt.

3. 27. April bis 16. Mai: Nationaler Fernflug Aachen—Berlin. Als Zwischenetappen sind vorläufig vorgesehen: Köln, Essen, Bielefeld, Braunschweig, Halle. Veranstaltet vom Niederrheinischen und den übrigen in Betracht kommenden Vereinen für Luftschiffahrt.

4. 6.—18. Juni: Deutsche Strecke des Internationalen Europäischen Rundflugs 1911. — Deutsche Strecke: Düsseldorf, Hannover, Berlin, Magdeburg, Hamburg, Bremen, Münster i. W. (Die Strecke liegt noch nicht ganz fest. Während der sog. Ruhetage zwischen den Etappen sollen in oben genannten Städten Wettflüge veranstaltet werden.)

5. 4.—12. Juni: Nationales Wettfliegen in Johannisthal-Berlin; offen nur für Flieger, die bisher noch keinen Preis von 5000 M. und darüber gewonnen haben.

6. 18.—22. Juni: Internationales Wettfliegen in Kiel.

7. 23. Juni und folgende Tage: Fernflug Kiel—Hamburg—Berlin, veranstaltet vom Motor-Luftschiff-Verein der Nordmark unter dem Protektorat des Prinzen Heinrich von Preußen.

8. 1. Juli 1911 bis 30. Juni 1912: Großer nationaler Jahresflugwettbewerb der Berliner Kartell-Vereine (K. A. C., K. Ae. C. und Berliner V. f. L.). Alle näheren Bestimmungen hierüber sind vorbehalten.

9. Zwischen dem 1. und 17. Sept.: Flug über den Harz, veranstaltet von der Ortsgruppe Nordhausen des Sächs.-Thür. V. f. L.

10. 24. September bis 10. Oktober: Nationales Herbstfliegen in Johannisthal Berlin.

11. September oder Oktober (während der Tagung des Deutschen Luftschiffer-Verbandes): Nationales Wettfliegen in Breslau, veranstaltet vom Schlesischen Flugsport-Klub.

12. November: Motoren-Wettbewerb des V. D. F. in Berlin während der für den November geplanten Flugzeug-Ausstellung in Berlin in den Ausstellungshallen am Zoo.

Vorläufig unbestimmte Termine.

13. Der Kartellverband der sächsischen Vereine für Luftschiffahrt hat einen Rundflug durch Sachsen mit den vorläufigen Etappen Dresden—Leipzig—Plauen—Chemnitz für 20.—29. Mai angemeldet.

14. Der Frankfurter Verein für Luftschiffahrt zusammen mit dem südwestdeutschen Verein für Luftschiffahrt einen Flug durch das obere Rheintal für die Zeit vom 21. bis 28. Mai.

Die Veranstalter sollen sich untereinander bezüglich der Zeitbestimmung einigen.

15. Der Magdeburger Rennverein und der Magdeburger Verein für Luftschiffahrt hatten eine internationale Flugwoche in Magdeburg für den 10 bis 18. Juni angemeldet. Dieser Termin konnte jedoch wegen der Kollision mit den anderen gleichzeitigen Veranstaltungen nicht genehmigt werden. Den Veranstaltern wurde daher die Wahl eines späteren Zeitpunktes unter Berücksichtigung der sonst noch in Betracht kommenden Wettbewerbe, ev. im Anschluß an den Fernflug Kiel—Hamburg—Berlin, anheimgegeben. Außerdem steht es den Veranstaltern frei, im Anschluß an den Fernflug »Journal«-Paris zur »B. Z. am Mittag«-Berlin eine internationale Flugwoche im Juni abzuhalten.

Die Gesamtsumme der Preise für obige Wettbewerbe steht noch nicht ganz fest, dieselbe dürfte weit über eine Million Mark betragen. Die wichtigsten Preise sind: der Preis der B. Z. für den internationalen Rundflug: 100 000 Mark, der Zeppelinpreis für den Fernflug der V. D. F.: 25 000 Mark.

Fernflugrekord. Legagneux flog in Pau am 21. Dezember auf Blériot-Eindecker mit 50 PS Gnome-Motor 515 km in 5 Std. 59 min. Damit dürfte er den Michelin-Preis von 20 000 Fr. für den längsten Flug gewonnen haben. Legagneux hatte einen Benzintank für 170 l, davon brauchte er ca. 160 l, d. h. 26 l pro Std.

Sopwith, ein junger Engländer, der erst vor kurzem das Fliegen lernte, überflog am 18. Dezember den Kanal von der Insel Sheppey in der Temsemündung und landete bei Beaumont in Belgien. Diese Strecke ist wesentlich länger als die Strecke Dover—Calais. Die Entfernung beträgt 250 km, die Sopwith in 3 Std. 30 min. zurücklegte.

Dauerflugrekord. M. Farman flog am 18. Dezember in Etampes 8 Std. 12 min., blieb aber mit 463,7 km um 2 km hinter der Leistung von Tabateau in 6 Std. 1 1/2 min. zurück. Farman hatte einen Benzintank für 350 l eingebaut. Da der Gnome-Motor ca. 22 l pro Std. braucht, würde dies für eine Flugdauer von ca. 16 Std. gereicht haben.

Höhenflugrekord. Hoxsey flog am 26. XII. auf dem neuen Wright-Zweidecker in Los Angeles 3474 m hoch.

Patentschau¹⁾.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46. N. 11 227. Steuerungs-drehschieber für mehrzylindrige Viertaktmotoren. J. & A. Nielausse, Paris; Vertr.: A. du Bois-Keymond, M. Wagner u. G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. (A 22. 1. 10, E. 8. 2. 11.)

W. 29 639. Düse für Gasturbinen. Carlo Wedekind, St. Jean Capferrat, Frankr.; Vertr.: H. Neudorf, Pat.-Anw., Berlin W. 57. (A 18. 4. 08, E 8. 8. 11.)

77 h. R. 29 393. Prallluftschiff mit Kielgerüst. Hermann Ruthenberg, Villenkolonie Grunewald. (A 8 10. 09, E 20. 1. 11.)

B. 57 348. Gerippe für Starrschiffe Anton Boerder, Düsseldorf, Fürstenwallstr. 74a. (A 31 1. 10, E 8. 2. 11.)

H. 49 269. Vorrichtung zur selbsttätigen Einschaltung des Hilfsmotors bei Kraftanlagen mit Haupt- und Hilfsmotor. Adolf Havel, Nancy, Frankr.; Vertr.: Betche, Pat.-Anw., Berlin S 14. (A 11. 1. 10, E 8 9 11.)

G. 29 133. Einrichtung zur Erlernung der Handhabung von Flugmaschinen. Richard Gilardone, Straßburg i. Els. (A 3 5 09, E 12. 2. 11.)

W. 33 367. Luftschiff mit einem aus verstellbaren Einzelballons bestehenden Tragkörper. Joseph Wagner, Berlin, Fürtherstr. 12. (A 19. 11. 09, E 12. 2. 11.)

F. 27 783. Vorrichtung zur Signalgebung für Luftschiffahrtzwecke. Curt v. Frankenberg und Ludwigsdorf, Berlin W. 15, Pariserstr. 18. (A 28 5. 09, E 15. 9. 11.)

F. 29 905. Vorrichtung zur Signalgebung für Luftschiffahrtzwecke; Zus. z. Anm. F. 27 783. Curt von Frankenberg und Ludwigsdorf, Berlin W. 15, Pariserstr. 18. (A 14. 5. 10, E 15. 2. 11.)

M. 37 508. Apparat zur Fortbewegung von Fahrzeugen in Luft oder Wasser unter Vermittlung oszillierender Flügel, welche beim Arbeitshube nach vorn abwärts, beim Rückhube nach vorn aufwärts geneigt werden. Antoine Mutti, Hanwel, Engl; Vertr.: C. von Ossowski, Pat.-Anw.-Berlin W. 9. (A 17. 3. 09, E. 15. 2. 11.)

W. 30 340. Luftschiff mit Erwärmung des Füllgases durch die Motorwärme. Berthold Waßermann, Dipl.-Ing., Berlin, Alexandrinenstr. 1b. (A 15. 8 08, E 15 9. 11)

B. 58 803. Anker für Luftfahrzeuge o. dgl. Hermann Bliso, Elberfeld, In den Birken. (A 25. 5. 10, E. 18. 2. 11.)

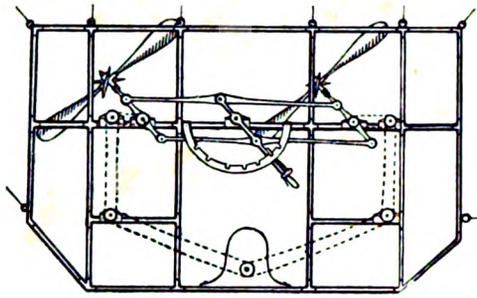
D. 19 035. Schraubenflieger mit einem unter den Hubschrauben angebrachten Fallschirm und unter diesem wiederum befindlichen Steuerflächen. Selden Allen Day, Bowling Green, Ohio; Vertr.: M. Löser u. O. H. Knoop, Pat.-Anwälte, Dresden. (A 1. 10 07, E. 18. 9. 11.)

L. 27 330. Ballon mit Blechhülle. Laborawerke, Albert Wetzels, Stuttgart. (A 2. 1. 09, E 18. 2. 11.)

¹⁾ Von ausliegenden Anmeldungen werden aus Klasse 77 h alle Patentanmeldungen, aus Klasse 46 nur die für die Luftschiffahrt wichtigen veröffentlicht. Ebenso von den erteilten Patenten bzw. herausgegebenen Patentschriften nur die wichtigsten Patente.

Auszüge aus Patentschriften. Klasse 77 h.

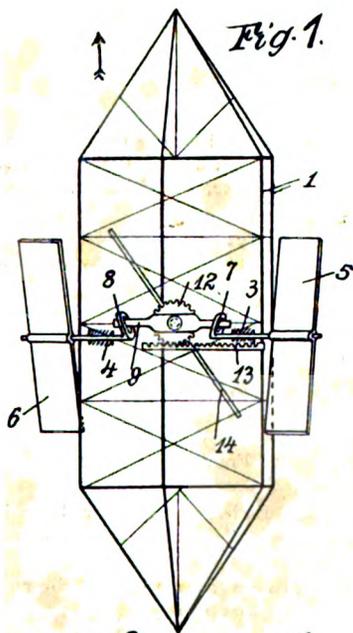
223732. Schwenkbare Hubschrauben für Luftfahrzeuge. Jungmann, Rixdorf. — Die auf beiden Seiten des Luftfahrzeuges liegenden, zum Zwecke der Steuerung schwenkbaren Luft-



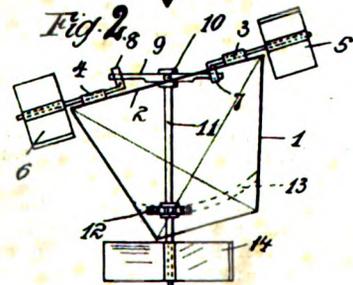
Zu Nr. 223732.

schrauben sind zu je zweien in starren Rahmen gelagert; letztere können mittels gelenkiger Längsrahmen um die Schraubenantriebswelle gedreht werden.

225901. Vorrichtung zum Erhalten des seitlichen Gleichgewichts von Luftschiffen. A. Wagner, Rhoda. —

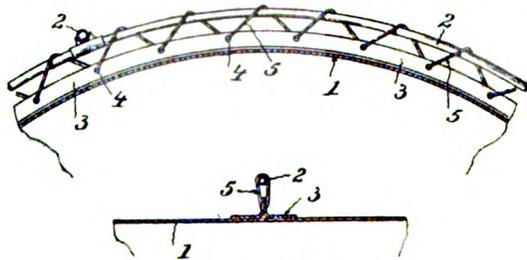


An einem Gestell 1, das weiteren Tragflächen als Stütze dient, sind rechts und links sog. Lagensteuer 5 u. 6 gelagert, die bei seitlicher Schrägstellung der Gondel deren ursprüngliche Lage herbeizuführen bestimmt sind. Dies wird selbsttätig dadurch erreicht, daß wagerechte Querarme 9 einer pendelartig senkrecht herabhängenden Steuerachse 11 die Hebelarme 7 und 8 der Lagensteuer 5 und 6 aus ihrer wagerechten Lage herausdrehen und eine derartige Stellung der Lagensteuer herbeiführen, daß durch den Luftwiderstand rechts und links Momente erzeugt werden, bis die normale Lage erreicht ist. Unterstützt soll dies aufrichtende Moment durch das untere Steuer 14 werden, indem das Rad 12 auf dem Segment 13 sich abrollt.



Zu Nr. 225901.

Anbringung einer Schutzglocke erblickt, die verschiebbar ist und infolge Federwirkung die Glocke bei Nichtgebrauch überragt.



Zu Nr. 226088.

226088. Luftschiff mit zerlegbarem Traggerüst R. Ulrich, Berlin. — Das leicht zerlegbare Traggerüst 2 schließt

den Ballon so ein, daß dieser in der Schwebelage gehalten wird und auch nach Gasverlusten sich am Gerüst nicht durchreiben kann. Zu diesem Zweck ist die Hülle 1 mit Gurten 3 versehen, die Ösen 4 enthalten. Eine Leine 5 wird durch diese hindurchgeführt und um Gerüstteile 2 geschlungen.

226932. Drachenflieger. K. Hipssich, Bremen. — Die Erfindung ist durch eine drehbare Verbindung der Tragfläche mit dem Gestell und durch die Verschiebbarkeit des Motors gekennzeichnet. Die Haupttragfläche T schwingt um die horizontale Achse a, die vor dem Druckmittelpunkt D angeordnet ist. Die im Ruhezustande hinten herabhängende Tragfläche wird sich also beim Flug je nach der Ge-

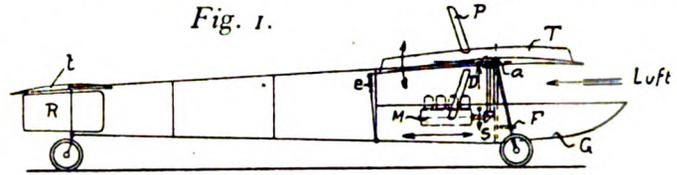


Fig. 1.

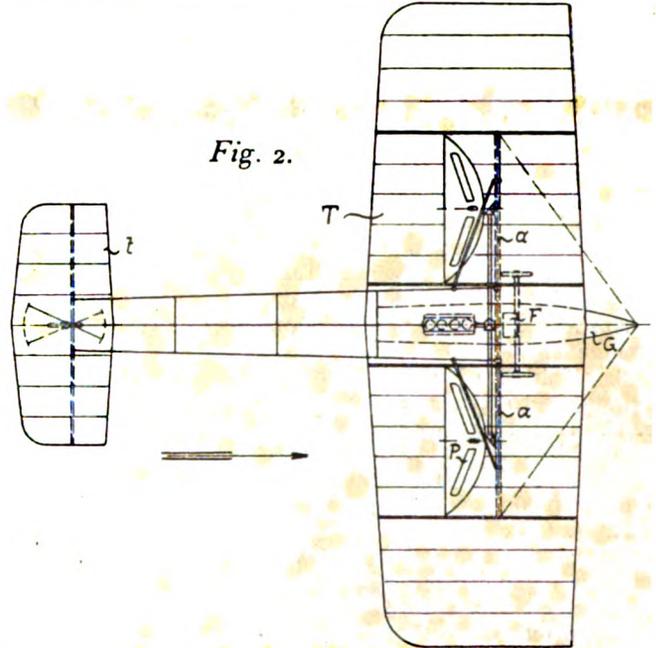


Fig. 2.

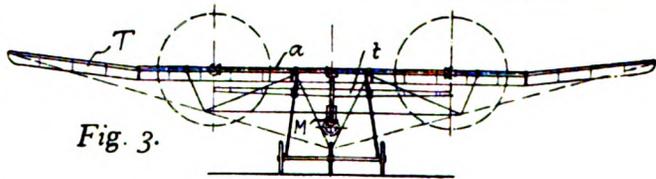


Fig. 3.

Zu Nr. 226932.

schwindigkeit in einen größeren oder kleineren Winkel zur Horizontalen einstellen. Ihr Ausschlag ist durch das abgefederte Seil e begrenzt. Das Gestell G ist unterhalb der Tragfläche bootsförmig ausgebildet und trägt hinten ein Seitensteuer R, auf dessen Achse zugleich ein Anlaßrad sitzt, und eine Dämpfungsfäche t. Die Propeller P arbeiten in Aussparungen der Tragfläche und sind an Armen gelagert, die sich ebenfalls um die Achse a drehen können je nach der Lage des Gestelles G, die durch die Lage des vor- und rückwärts verschiebbaren Motors M bestimmt ist, wobei die Motorwelle teleskopartig ausgebildet sein kann. Die Tragfläche T ist seitlich aufgebogen. F ist der Führersitz.

Zur gefl. Beachtung.

Die verehrl. Abonnenten werden gebeten,
ihr Abonnement umgehend zu erneuern,
damit keine Verzögerung in der Zustellung
der Zeitschrift eintritt.

Die Verlagsbuchhandlung.

11

10/10/18
18 Tafel
coll M



