



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.

95

24

ENGINEERING



Class. 629.1305

Book. Z48
v. 7-8

Acc. 570598



ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN
GESELLSCHAFT FÜR FLUGTECHNIK

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER:

ING. ANSBERT VORREITER

ÖFFENTLICH ANGESTELLTER, BEEIDIGTER SACHVERSTÄNDIGER FÜR LUFTFAHRZEUGE
DER HANDELSKAMMER BERLIN UND DER POTSDAMER HANDELSKAMMER, SITZ BERLIN

BERLIN-STEGLITZ, SEDANSTRASSE 40/II

TEL.: STEGLITZ 1779

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

DR. L. PRANDTL UND **DR.-ING. F. BENDEMANN**

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

PROFESSOR, DIREKTOR DER VERSUCHSANSTALT
FÜR LUFTFAHRT, BERLIN-ADLERSHOF

7. JAHRGANG

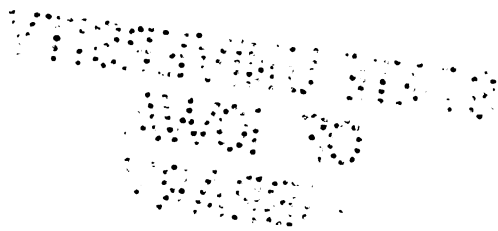
1916

MIT 301 ABBILDUNGEN



MÜNCHEN UND BERLIN 1916

DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG



627.1305

Z 48

v. 7-3

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

	Seite
AEF, Strecker, Einführung der Einheits- und Formelzeichen des AEF bei der Kgl. preußischen Bauverwaltung	51
Balaban, Dipl.-Ing. Karl, Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte	137, 151, 161
Bendemann, F., Nachtrag zur Geometrie der Flügelformen	41
Betz, Dipl.-Ing. A., Ein experimenteller Beitrag zum vollständigen Problem der Flugzeugstabilität.	145
Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt	
E. Everling, Adlershof, Der Aufstieg von Flugzeugen	124
Wilh. Hoff, Flügelfestigkeitsprüfungen	29
Brauer, Prof. Ernst A., Vorschlag zum Messen der Geschwindigkeit und Richtung des Windes im Luftfahrzeug	24
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berichte der —:	
Hoff, Flügelfestigkeitsprüfungen	29
Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen	124
— Eine Gleichung für Flügelprofile	41
Nachruf für Herrn Dr.-Ing. Eduard Heller.	159
Everling, E., Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt: »Der Aufstieg von Flugzeugen«	124
Fritzl, Ing. J. A., Bericht des englischen Beirates auf dem Gebiete der Luftschiffahrt für 1915/16	—
Grammel, Dr. R., Die Kreiselwirkung der Flugzeugschraube	53
Hauser, Otto, Elektrischer Fernthermometer zur Messung der Kühlwassertemperatur in Explosionsmotoren, in Flugzeugen und Automobilen	49
Hoff, Wilhelm, Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt: Flügelfestigkeitsprüfungen	29
Hofmann, Raoul, Flugzeugrechenschieber	37, 47
Lilienthal, Gustav, Der Aufflug der Vögel und die Grenze der Geschwindigkeit des Ruderfluges bei Windstille.	5
Meyls, Hauptmann, Gedenkworte am Grabe des Herrn Dr.-Ing. Eduard Heller	159
Munk, Dipl.-Ing. Max, Hilfsmittel zur numerischen Berechnung im Flugzeugbau	37
— Die Druckverteilung über Tragflächen nach englischen Messungen	133
Nusselt, Wilhelm, Prof. Dr., Die Strömung im Reaktionsstrahl der vollkommenen, vielflügeligen Hubschraube (Fortsetzung und Schluß)	1
Prandtl, L., Nachruf Paul Béjeuhr.	39
Pröll, A., Faustformeln für Flugzeugbewertung	65
Schaffran, Dipl.-Ing. K., Systematische Propellerversuche	77, 93, 109
Schling, Prof. W., Überknickfestigkeit von Stahlrohren mit Holzfüllung	21
Velten, O., Ing., Die Elektrizität im Flugzeug	50
Vorreiter, A., Hofmannsche Luftfederung für Flugzeuge	140
—, Französische und englische Militär-Flugzeuge	164
— Patentschau . 13, 24, 51, 63, 75, 91, 108, 132, 143, 157, 173	
Wieselsberger, C., Tragflächenuntersuchung der englischen Versuchsanstalt in Teddington	18
»Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt«, Geschäftliche Mitteilungen . 10, 28, 40, 52, 64, 76, 92, 108, 132, 144, 160, 176	

Sachliches Register.

Aufflug der Vögel und die Grenze der Geschwindigkeit des Ruderfluges bei Windstille, Der — (Lilienthal)	5
Aufstieg von Flugzeugen, Der — (Everling, Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt)	124
Ausstellungen. Kriegs-Ausstellung	12

	Seite
Béjeuhr, Paul (Nachruf von L. Prandtl)	39
Berechnung im Flugzeugbau, Hilfsmittel zur numerischen — (R. Hofmann)	37
Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt:	
Flügelfestigkeitsprüfungen (Hoff)	29
Der Aufstieg von Flugzeugen (Everling, Adlershof)	124
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berichte der —	29, 124
Doppeldecker, Das räumliche Fachwerk der — und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte (K. Balaban)	137, 151, 161
Druckverteilung über Tragflächen nach englischen Messungen, Die — (Dipl.-Ing. M. Munk)	133
Einführung der Einheits- und Formelzeichen der AEF (Strecker)	51
Elektrizität im Flugzeug, Die — (Velten)	50
Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte, Das räumliche — (K. Balaban)	137
Faustformeln für Flugzeugbewertung (Pröll)	65
Fernthermometer zur Messung der Kühlwassertemperatur in Explosionsmotoren, in Flugzeugen und Automobilen, Elektrischer — (Hauser)	49
Flügelfestigkeitsprüfungen (Hoff); Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt	29
Flügelformen, Geometrie der —, Nachtrag (Bendemann)	41
Flügelprofile, Eine Gleichung für — (Everling, Adlershof)	41
Flugzeug, Die Elektrizität im — (Velten)	50
Flugzeugbau, Hilfsmittel zur numerischen Berechnung im — (Munk)	37, 47
Flugzeugbewertung, Faustformeln für — (Pröll)	65
Flugzeugrechenschieber von Hofmann (Munk)	37, 47
Flugzeugschraube, Die Kreiselwirkung der — (Grammel)	53
Flugzeugstabilität, ein experimenteller Beitrag zum vollständigen Problem der — (Betz)	145
Geometrie der Flügelformen, -Nachtrag zur — (Bendemann)	41
Geschwindigkeit und Richtung des Windes im Luftfahrzeug, Vorschlag zum Messen der — (Brauer)	24
Hofmannsche Luftfederung für Flugzeuge (Vorreiter)	140
Hubschraube, Die Strömung im Reaktionsstrahl der vollkommenen, vielflügeligen — (Nusselt), Fortsetzung u. Schluß	1
Knickfestigkeit von Stahlrohren mit Holzfüllung, Über — (Schling)	21
Kreiselwirkung der Flugzeugschraube, Die — (Grammel)	53
Messen der Geschwindigkeit und Richtung des Windes im Luftfahrzeug, Vorschlag zum — (Brauer)	24
Nachruf für Paul Béjeuhr (Prandtl)	39
Nachruf für Dr.-Ing. Eduard Heller (Deutsche Versuchsanstalt)	159
Patentschau (Vorreiter) . . 13, 14, 51, 63, 75, 91, 108, 132, 143, 157, 173	
Propellerversuche, Systematische — (Schaffran)	77, 93, 109
Ruderfluges, Der Aufflug der Vögel und die Grenze der Geschwindigkeit des — bei Windstille (Lilienthal)	5
Stahlrohre mit Holzfüllung, Überknickfestigkeit von — (Prof. Schling)	21
Strömung im Reaktionsstrahl der vollkommenen, vielflügeligen Hubschraube, Die — (Nusselt), Fortsetzung und Schluß	1
Todesanzeige, Paul Béjeuhr	17
— Dr. med. Fritz Weißwange	170
Tragflächenuntersuchung der englischen Versuchsanstalt in Teddington (C. Wieselsberger)	18
Vorschlag zum Messen der Geschwindigkeit und Richtung des Windes im Luftfahrzeug (Prof. Ernst Brauer)	24

Patente (erteilte).

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)	
A.E.G., Vorrichtung zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen mittels Druckluft (Patent Nr. 290 769; Kl. 46 b. 6)	61
Ago Flugzeugwerke G. m. b. H., Kugellagerung für Steuerflächen an Flugzeugen (293 227; 77h, 5)	91

Seite	Seite
Albatroswerke G. m. b. H., Schwimmkörper für Wasserflugzeuge mit in den wasserdichten Abteilungen eingelegten Luft- oder Gassäcken (293265; 77h, 9)	Lorenzen, Christian, Blechbeschlag für Luftschrauben (290122; 77h, Gr. 5)
91	13
Albatros-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal, Stielbefestigung für Luftfahrzeuge (295838, 77h, 5)	Luftschiffsantrieb G. m. b. H., Luftschiffhalle über kreisförmigem Grundriß (294456; 37f, 8)
173	142
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin, Federnde Aufhängung für Fahrgestellachsen an Flugzeugen (296033, 77h, 9)	Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Verspannungsöse für Bleche (293017; 77h, 4)
173	75
Augsburg-Nürnberg, Maschinenfabrik, Drehbare Luftschiffhalle (287977; 37f)	Maffei, G. A., Vorrichtung zur Verbindung von Wassermantel und Stahylindern bei mehrzylindrigen Explosionsmotoren (294411; 46c, 4)
91	142
Basenach, N., Spitzenversteifung für Prallluftschiffe (283508; 77h)	Metzeler & Co., A.-G., Stoffbahn für Luftschiffhüllen und Verfahren zu ihrer Herstellung (283437; 77h)
61	61
— Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe (283438; 77h)	Neufeldt und Kuhnke und Gesellschaft für nautische Instrumente, G. m. b. H., Einrichtung zum Dämpfen der Wellenstöße bei in Fahrt befindlichen Wasserfahrzeugen (293602; 65a, 9)
61	91
Beese-Boutard, Melli, Wasserflugzeug (290072; 77h)	— Mit Dampfungsfächen versehenes Wasserflugzeug (292353; 77h, 9)
13	61
Bosch, Fa. Robert, Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (294675; 46c, 27)	Paige, A. J., Dichtung für umlaufende Verbrennungsmotoren (293410; 46a, 23)
142	91
— Einrichtung zum Abwerfen von Fliegergeschossen (290682; 77h Gr. 15)	Pompe, J., Flugzeug mit einem während des Fluges tief unterhalb der Tragflächen liegenden, pendelartig angeordneten Stabilisierungsgewicht (283479; 77h)
25	61
— Einrichtung zum Anlassen von Fahrzeugverbrennungsmotoren, bei welcher ein Anlaßmotor durch Vermittelung einer Freilaufkuppelung den Verbrennungsmotor antreibt (292007; 46c, 28)	Pufahl, Arthur, Radfederung für Flugzeuge (290074; 77h)
61	13
Brätsch, R., Explosionskraftmaschine mit mehreren sternförmig angeordneten Zylindern (295002; 46a, 9)	Rieck, Hans, Bombenstreuordnung für Luftfahrzeuge (291875; 77h, 15)
142	76
Chlout, Fr., Luftschiffhülle aus in mehreren Schichten übereinander angeordneten Stoffbahnen (293686; 77h, 4)	Rumpler, Luftfahrzeugbau, G. m. b. H., Doppeldecker mit umklappbarem Schwanz (291396; 77h, 5)
91	75
Coulon, Ernest, Flugzeug, bei welchem gleichzeitig mit der selbsttätigen Verstellung der Tragflächen eine Verlegung des Schwerpunktes durch eine Gewichtsverschiebung erfolgt (291177; 77h, 5)	Schmidl, Ludwig, Vorrichtung zum selbsttätigen Verwinden der schwenkbaren Flügel an Flugzeugen mit veränderlicher Spannweite (290149; 77h, 5)
52	13
Czech, Franz, Lagerung für eine drehbare Luftschiffhalle ohne Boden, die auf einem Doppelschienenkranz läuft (294127; 37f, 8)	Schneider, E. A. Berlin, Bärwaldstr. 69, Umfüllvorrichtung für Gastransportwagen (520978, 77h, 5)
142	157
Daimler-Motoren-Gesellschaft, Durch Propeller angetriebenes Luftfahrzeug mit als Vorlegewelle ausgebildeter Propellerwelle (290120; 77h, Gr. 5)	Schneider, Franz, Abwurfvorrichtung für Bomben bei reihenweiser Aufhängung an um eine Welle versetzt angeordneten Teilen (290757; 77h, 15)
13	25
— Luftschraubenantrieb (291854; 77h, 6)	—, Aufhängung des Benzinbehälters im Spannturm eines Flugzeuges (291069; 77h, 5)
76	51
— Vorrichtung zum Vorwärmen des Explosionsgemisches bei Explosionskraftmaschinen (291797; 46a, 1)	— Befestigung für Tragdeckenholme mit hakenförmigem Ende (290313; 77h, 5)
61	25
Deuschle, Max, Fahrgestell für Flugzeuge (292392; 77h, 9)	— Benzinbehälter für Flugzeuge mit im Innern desselben in einem Ansatzstutzen eingebauter Benzinpumpe (289872; 77h)
61	13
Dulier, Edward E., Flugzeug mit je zwei beiderseits der Längsachse angeordneten und über Kreuz gleichartig verstellbaren Steuerflächen (290627; 77h, Gr. 5)	— Doppel- oder Mehrdecker mit in lotrechter Richtung ohne Lösung der Verspannungskabel aufeinanderlegbaren Tragdecken (291889; 77h, 5)
25	76
Eisemann & Co., G. m. b. H., Ernst, Elektrischer Anlasser usw. (582233; 46c)	— Flugzeug (291951; 77h, 5)
142	76
Eisemann-Werke A.-G., Stuttgart, Vorrichtung zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen mittels Elektromotor (296061, 46c, 28)	— Flugzeug (291073; 77h, 5)
173	52
Essich, Dr.-Ing. Eugen, Am Steuerrad befestigter Handkälteschützer mit am Handgelenk dicht schließender Polsterung (652725; 77h)	— Haltevorrichtung für den Begleiter in einem Flugzeug in aufrechter Stellung (290681; 77h, 5)
142	25
Eßlingen, Maschinenfabrik, Drehbare Luftschiffhalle (292435; 37f, 8)	— Mittels Windflügel betriebene Benzinpumpe für Luftfahrzeuge u. dgl. (292426; 77h, 5)
61	61
Fagard, Jules, Zweidüsenvergaser für Explosionsmotoren, dessen Hilfsdüse den Brennstoff beim Anlassen und bei niedrigen Umdrehungszahlen liefert (290737; 46c, 6)	— Regelungsvorrichtung für die Gaszufuhr für zwei oder mehr Motoren, insbesondere für Flugzeuge (293515; 46b, 12)
61	91
Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H., Rohranschlußauge (293478; 47a, 19)	Schulze, Gustav, Bajonettförmige Befestigung von Tragdeckenholmen für Flugzeuge (294168; 77h, 5)
91	142
Fremery, Hermann M., Bombenabwurfvorrichtung für Flugzeuge (291488; 77h, 15)	Schulze, Ernst, Flugzeug mit sich selbsttätig dem Fahrtwind entsprechend verstellenden Tragflächen (293997; 77h, 5)
75	108
Froehlich, W., Zweitaktverbrennungsmotor mit um eine hohle Mittelwelle herum angeordneten Arbeitszylindern (292006; 46a, 8)	Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Starres Luftschiff mit Einzelzellen (291833; 77h, 2)
61	76
Frohlich & Wolff, Zelt für Flugzeuge und ähnliche Zwecke (652827; 37f)	Smith, H., Flugzeug mit oberhalb der starren Tragflächen an einem Maste angeordneten Hilfstragflächen (293714; 77h, 5)
142	91
Häner, Th., Flugzeug mit einem aufrichtbaren Hilfspropeller (283478; 77h)	Société Anonyme des Aeroplanes Morane & Saulnier, Schutzhaube für Umlaufmotoren an Flugzeugen (293550; 77h, 5)
61	91
Hergt, Karl, Absturz-Verhinderungsvorrichtung für Gasluftschiffe (653002; 77h)	Sohn, Emil, Flächenausbildung für Luftfahrzeuge (289798; 77h)
142	13
Hirschfelder, Fa. Max, Auspufftopf für Flugzeuge (652739; 77h)	Sprater Adolf, Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge mit um senkrechte Achsen beweglichen Fühlflächen zur Verstellung der Steuerung (289983; 77h)
142	13
Holtz, Otto, Schwimmer für Wasserflugzeuge mit Einrichtung zum Ölen der See (290073; 77h)	Stange, Dr. Bruno, Vorrichtung zum Abwerfen von Bomben (291489; 77h, 15)
13	75
Kaiser, M., Propeller, insbesondere für Freiballons (653250; 77h)	Stern, Dipl.-Ing. N., Lamellenkühler für Motorfahrzeuge u. dgl. (290805; 46c, 21)
142	61
Klaaß & Sachtleben, Steuerräder für Luftfahrzeuge (653248; 77h)	Strümpel, K. Otto, Flugzeuge mit vier in Form eines Kreuzes zueinander gerichteten Tragflächen (289771; 77h)
142	13
Lanser, Alfred, Metallischer Kolben-Dichtungsring für Verbrennungskraftmaschinen, der so starkwandig ist, daß seine Querschnittsform unter dem Gasdruck nicht verändert wird (291954; 46c, 5)	Verebely, Géza v., Budapest, Vorrichtung zur Verhinderung des Einfrierens von Automobil-Wasserkühlern (295848, 63c, 26)
61	173
Lohner & Co., Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen (290121; 77h, Gr. 5)	Watkins & Beitzel, Flugzeug, dessen Tragflächengestell unter Zwischenschaltung federnder Mittel mit dem Anlaufgestell verbunden ist (283439; 77h)
13	61
	Windhoff, Dipl.-Ing. H., Auf dem Motor angeordneter Kühler für Flugzeugmotoren (290837; 46c, 23)
	61

Wittkowski, Otto, Flugzeug mit einem die Längsstabilität selbsttätig regelnden Pendel (290447; 77h, 5)	25
Woerner, Robert, Schwimmergestell für Flugzeuge, bei dem die Schwimmer federnd mit dem Gestell verbunden sind (293161; 77h, 9)	91
— Zum Abwerfen mehrerer Bomben bestimmte Bombenwurf-einrichtung für Flugzeuge (294241; 77h, 15)	142
Zimmermann, Otto, Verbindungsstück für Flugmodelle, ins- besondere deren Flügelholme (652679; 77h)	142

Patente (erteilte).

(Sachliches Register.)

Absturz-Verhinderungsvorrichtung für Gasluftschiffe (Patent Nr. 653002; Klasse 77h), C. Hergt	142
Abwurfvorrichtung für Bomben bei reihenweiser Aufhängung an um eine Welle versetzt angeordneten Teilen (290757; 77h, 15), Franz Schneider	25
Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (294675; 46c, 27), Fa. Bosch	142
Auspufftopf für Flugzeuge (652739; 77h), Fa. M. Hirschfelder	142
Befestigung von Tragdeckenholmen für Flugzeuge, Bajonettförmige — (294168; 77h, 5), G. Schulze	142
Befestigung für Tragdeckenholme mit hakenförmigem Ende (290313; 77h, 5), Schneider	25
Benzinbehälter im Spannturm eines Flugzeuges, Aufhängung des — (291069; 77h, 5), F. Schneider	51
Benzinbehälter für Flugzeuge mit im Innern desselben in einem Ansatzstutzen eingebauter Benzinpumpe (289872; 77h), Schneider	13
Benzinpumpe für Luftfahrzeuge u. dgl., Mittels Windflügel betriebene — (292426; 77h, 5), Fr. Schneider	61
Bomben, Vorrichtung zum Abwerfen von — (291489; 77h, 15), Dr. B. Stange	75
Bomben, Abwurfvorrichtung für — bei reihenweiser Aufhängung an um eine Welle versetzt angeordneten Teilen (290757; 77h, 15), Fr. Schneider	25
Bombenabwurfvorrichtung für Flugzeuge (291488; 77h, 15), H. Fremery	75
Bombenstreuuvorrichtung für Luftfahrzeuge (291875; 77h, 15), H. Rieck	76
Bombenwurfleinrichtung für Flugzeuge, Zum Abwerfen mehrerer Bomben bestimmte — (294241; 77h, 15), R. Wörner	142
Dichtung für umlaufende Verbrennungsmotoren (293410; 46a, 23), Paige	91
Doppeldecker mit umklappbarem Schwanz (291396; 77h, 5), E. Rumpler G. m. b. H.	75
Doppel- oder Mehrdecker mit in lotrechter Richtung ohne Lösung der Verspannungskabel aufeinander legbaren Tragdecken (291889; 77h, 5), F. Schneider	76
Drehbare Luftschiffhalle (287977; 37f), Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg	91
Einrichtung zum Abwerfen von Fliegergeschossen (290682; 77h, 15), R. Bosch	25
Elektrischer Anlasser usw. (582233; 46c), E. Eisemann & Co., G. m. b. H.	142
Explosionsgemisch, Vorrichtung zum Vorwärmen des — bei Explosionskraftmaschinen (291797; 46a, 1), Daimler Motoren-Gesellschaft	61
Explosionskraftmaschine mit mehreren sternförmig angeordneten Zylindern (295002; 46a, 9), R. Brätsch	142
Explosionskraftmaschinen, Vorrichtung zum Vorwärmen des Explosionsgemisches bei — (291797; 46a, 1), Daimler Motoren-Gesellschaft	61
Fahrgestell für Flugzeuge (292392; 77h, 9), M. Deuschle	61
Fahrzeugverbrennungsmotoren, Einrichtung zum Anlassen von —, bei welcher ein Anlaßmotor durch Vermittelung einer Freilaufkupplung den Verbrennungsmotor antreibt (292007; 46c, 28), Fa. R. Bosch	61
Federnde Aufhängung für Fahrgestellachsen an Flugzeugen (296033), Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin	173
Fliegergeschosse, Einrichtung zum Abwerfen von — (290682; 77h, 15), R. Bosch	25
Flügel an Flugzeugen mit veränderlicher Spannweite, Vorrichtung zum selbsttätigen Verwinden der — (290149; 77h, 5), Schmidl	13
Flugzeug (291073; 77h, 5), F. Schneider	52
Flugzeug (291951; 77h, 5), F. Schneider	76
Flugzeug, bei welchem gleichzeitig mit der selbsttätigen Verstellung der Tragflächen eine Verlegung des Schwerpunktes durch eine Gewichtsverschiebung erfolgt (291177; 77h, 5), E. Coulon	52

Flugzeug, Fahrgestell für — (292392; 77h, 9), M. Deuschle	61
Flugzeug, dessen Teagflächenestell unter Zwischenschaltung federnder Mittel mit dem Anlaufgestell verbunden ist (283439; 77h), Watkins & Weitzel	61
Flugzeug mit einem aufrichtbaren Hilfspropeller (283478; 77h), Th. Häner	61
Flugzeug mit einem die Längsstabilität selbsttätig regelnden Pendel (290447; 77h, 5), O. Wittkowski	25
Flugzeug mit einem während des Fluges tief unterhalb der Tragflächen liegenden, pendelartig angeordneten Stabilisierungsgewicht (283479; 77h), J. Pompe	61
Flugzeug mit je zwei beiderseits der Längsachse angeordneten und über Kreuz gleichartig verstellbaren Steuerflächen (290627; 77h, 5), Dulier	25
Flugzeug mit oberhalb der starren Tragflächen an einem Maste angeordneten Hilfstragflächen (293714; 77h, 5), H. Smith	91
Flugzeug mit sich selbsttätig dem Fahrtwind entsprechend verstellenden Tragflächen (293997; 77h, 5), Ernst Schulze	108
Flugzeuge mit um senkrechte Achsen beweglichen Fühlflächen zur Verstellung der Steuerung, Stabilisierungsvorrichtung für — (289983; 77h), Sprater	13
Flugzeug mit vier in Form eines Kreuzes zueinander gerichteten Tragflächen (289771; 77h), Strümpel	13
Flugzeugmotoren, Auf dem Motor angeordneter Kühler für — (290837; 46c, 23), Dipl.-Ing. H. Windhoff	61
Gaszufuhr für zwei oder mehr Motoren, insbesondere für Flugzeuge, Regelungsvorrichtung für die — (293515; 46b, 12), Fr. Schneider	91
Haltevorrichtung für den Begleiter in einem Flugzeug in aufrechter Stellung (290681; 77h, 5), Fr. Schneider	25
Handkälteschützer mit am Handgelenk dicht schließender Polsterung, Am Steuerrad befestigter — (652725; 77h), Dr.-Ing. E. Essich	142
Kolbendichtungsring, metallischer — für Verbrennungskraftmaschinen, der so starkwandig ist, daß seine Querschnittsform unter dem Gasdruck nicht verändert wird (291954; 46c, 5), A. Lanser	61
Kugellagerung für Steuerflächen an Flugzeugen (293227; 77h, 5) Ago Flugzeugwerke G. m. b. H.	91
Kühler für Flugzeugmotoren, auf dem Motor angeordneter — (290837; 46c, 23), Dipl.-Ing. H. Windhoff	61
Lagerung für eine drehbare Luftschiffhalle ohne Boden, die auf einem Doppelschienenkranz läuft (294127; 37f, 8), Fr. Czech	142
Lamellenkühler für Motorfahrzeuge u. dgl. (290805; 46c, 21), Dipl.-Ing. N. Stern	61
Luftfahrzeuge, Flächenausbildung für — (289798; 77h), Sohn Luftschiff mit Einzelzellen, Starres — (291833; 77h, 2), Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H.	76
Luftschiffe, Verankerungsvorrichtung für — (283438; 77h), N. Basenach	61
Luftschiffhalle, Drehbare — (287977; 37f), Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg	91
Luftschiffhalle, Drehbare — (292435; 37f, 8), Maschinenfabrik Eßlingen	61
Luftschiffhalle über kreisförmigem Grundriß (294456; 37f, 8), Luftschiffsantrieb-Ges. m. b. H.	142
Luftschiffhüllen, Stoffbahn für —, und Verfahren zu ihrer Herstellung (283437; 77h), A.-G. Metzler & Co.	61
Luftschiffhülle aus in mehreren Schichten übereinander angeordneten Stoffbahnen (293686; 77h, 4), Fr. Shlout	91
Luftschaubenantrieb (291844; 77h, 6), Daimler Motoren-Gesellschaft	76
Luftschaublen, Blechbeschlag für — (290122; 77h, 5), Lorenzen	13
Prallluftschiffe, Spitzenversteifung für — (283508; 77h), N. Basenach	61
Prallschifftragkörper, Durch Querwände unterteilt — (283510; 77h), N. Basenach	61
Propeller, insbesondere für Freiballons (653250; 77h), M. Kaiser Propellerwelle, Durch Propeller angetriebenes Luftfahrzeug mit als Vorlegewelle ausgebildeter — (290120; 77h, 5), Daimler Motoren-Gesellschaft	142
Radfederung für Flugzeuge (290074; 77h), Pufahl	13
Rohranschlußbaue, (293478; 47a, 19), Flugzeugbau Friedrichshafen, G. m. b. H.	91
Schutzhaube für Umlaufmotoren an Flugzeugen (293550; 77h, 5), Société Anonyme des Aeroplanes Morane & Saulnier	91
Schwimmergestell für Flugzeuge, bei dem die Schwimmer federnd mit dem Gestell verbunden sind (293161; 77h, 9), R. Woerner	91
Schwimmkörper für Wasserflugzeuge mit in den wasserdichten Abteilungen eingelegten Luft- oder Gassäcken (293265; 77h, 9), Albatroswerke	91

	Seite
Spanndrähte und -bänder bei Luftfahrzeugen, Einrichtung zum Verbinden und Lösen von — (290121; 77h, 5), Jakob Löhner & Co.	13
Spitzenversteifung für Prallluftschiffe (283508; 77h), N. Basenach	61
Steuerflächen an Flugzeugen, Kugellagerung für — (293227; 77h, 5), Ago Flugzeugwerke G. m. b. H.	91
Steuerflächen, Flugzeug mit je zwei beiderseits der Längsachse angeordneten und über Kreuz gleichartig verstellbaren — (290627; 77h, 5), E. Dulier	25
Steuerräder für Luftfahrzeuge (653248; 77h), Klaab & Sachtleben	142
Stielbefestigung für Luftfahrzeuge (295838), Albatros-Werke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal	173
Tragdeckenholme für Flugzeuge, Bajonettförmige Befestigung von — (294168; 77h, 5), G. Schulze	142
Tragdeckenholme mit hakenförmigem Ende, Befestigung für — (290313; 77h, 5), Fr. Schneider	25
Umfüllvorrichtung für Gastransportwagen (520978), E. A. Schneider, Berlin, Bärwaldstr. 69	157
Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe (283438; 77h, N. Basenach	61
Verbindungsstück für Flugmodelle, insbesondere deren Flügelholme (652679; 77h), Otto Zimmermann	142
Verbrennungskraftmaschinen, Vorrichtung zum Anlassen von — mittels Druckluft (290769; 46b, 6), A.E.G.	61
Verbrennungsmotoren, Dichtung für umlaufende — (293410; 46a, 23), Paige	91
Verspannungssöse für Bleche (293017; 77h, 4), Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H.	75
Vorrichtung zur Verbindung von Wassermantel und Stahlzylindern bei mehrzylindrigen Explosionsmotoren (294411; 46c, 4), G. A. Maffei	142
Vorrichtung zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen mittels Elektromotor (296061), Eisemann-Werke A.-G., Stuttgart	173
Vorrichtung zur Verhinderung des Einfrierens von Automobilwasserkühlern (295848), Géza v. Verebely, Budapest	173
Wasserfahrzeuge, Einrichtung zum Dämpfen der Wellenstöße bei in Fahrt befindlichen — (293602; 65a, 9), Neufeldt & Kuhnke und Gesellschaft für nautische Instrumente, G. m. b. H.	91
Wasserflugzeug (290072; 77h), Beese-Boutard	13
Wasserflugzeug mit Dämpfungsf lächen versehen (292353; 77h, 9) Neufeldt & Kuhnke und Gesellschaft für nautische Instrumente, G. m. b. H.	61
Wasserflugzeuge mit Einrichtung zum Ölen der See, Schwimmer für — (290073; 77h), Holtz	13
Zelt für Flugzeuge und ähnliche Zwecke (652827; 37f.), Fröhlich & Wolff	142
Zweitaktverbrennungsmotor mit um eine hohle Mittelwelle herum angeordneten Arbeitszylindern (292006; 46a, 8), W. Froehlich	61
Zweidüsenvergaser für Explosionsmotoren, dessen Hilfsdüse den Brennstoff beim Anlassen und bei niedrigen Umdrehungszahlen liefert (290737; 46c, 6), Jules Fagard	61

Auszüge aus den Patentschriften.

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)

Automobil und Aviatik A.-G., Vorrichtung mit einem am Spannmast drehbar gelagerten Hebel zum gemeinsamen Entspannen und Anziehen der Spanndrähte bei Flugzeugen (284892)	13
Cooper, John Dale, Bootsrumpf für Wasserflugzeuge in Fischform mit Flachboden und flachen Seitenwänden (289373)	143
Coulon, Ernst, Flugzeug, bei welchem gleichzeitig mit der selbsttätigen Verstellung der Tragflächen eine Verlegung des Schwerpunktes durch eine Gewichtsverschiebung erfolgt (291177)	143
Courtiss, Glenn Hammond, Wasserflugzeug mit seitlich vom Hauptschwimmer angeordneten Hilfsschwimmern (288215)	52
Denk, Einrichtung zum Herausbringen von Luftschiffen aus der Halle und zum Einführen in diese (284847)	14
Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Bootskörper für Wasserflugzeuge (285042)	15
Dulier, E., Flugzeug mit je zwei beiderseits der Längsachse angeordneten und über Kreuz gleichartig verstellbaren Steuerflächen (290627)	62
Euler, August, Scharnier für Verbindung von Flugzeugflächen (276062)	25

	Seite
Fremery, Hermann M., Schaltbrett für Bombenwurfeinrichtungen auf Flugzeugen (286453)	26
Hawerländer, A., Flugmaschine mit Schlagflächen, welche durch Formveränderung eine Schlagbewegung erzeugen (284786)	14
Kopsch, Dr. Friedrich, Schlagflügel für Flugzeuge mit elastischen Flügelstangen (284575)	25
Lilienthal, Gustav, Vogelflügelartige Tragflächen für Flugzeuge mit vorderer Verdickung (287314)	63
Lübbecke, Wilhelm, Baumfachwerk für Luftschiffe (286542)	28
Mees, Gustav, Drachenflieger mit zwei Hebeschrauben (289363)	173
Metzler & Co. A.-G., Stoffbahn für Luftschiffhüllen und Verfahren zu ihrer Herstellung (283437)	15
Newton Booth Converse in Fresno, Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, bei welcher die Stabilisierungsflächen durch Schließung eines elektrischen Stromkreises verstellbar sind, jedoch vor Rückkehr des Flugzeuges in seine Mittel-lage zwecks Verhinderung des Übersteuerens wieder wirkungslos werden (283798)	62
von Parseval, Dr.-Ing. August, Durch Querwände unterteilter Prallschifftragkörper (285228)	25
Prager & Steinhorst, Einrichtung zur Bergung von Luftschiffen in von oben zu beschickenden Bergungsräumen (284456)	62
Rumpler G. m. b. H., Flugzeugflügel (284669)	25
Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Starres Luftschiff (285374)	27
Société Anonyme des Aéroplanes, Morane & Saulnier, Schutzhaube für Umlaufmotoren an Flugzeugen (293550)	157
Sparmann, Edmund, Selbsttätiger Kreiselstabilisator für Flugzeuge (286217)	26
Schneider, Fr., Benzinbehälteranordnung für Flugzeuge (286735)	15
Uecke, Max, Flugzeug, dessen Stabilisierungsmittel selbsttätig durch ein Druckmittel verstellbar sind und durch dieses auch in ihrer Mittellage gehalten werden (286176)	91
Ursinus, O., Schwimmer für Wasserflugzeuge (285496)	15
Westphal, Paul, Für Flugzeuge geeignete Rippe mit Diagonalverbindungen zwischen Ober- und Untergurt (286218)	15
Woerner, Robert, Flugzeuggestell mit Laufrädern und Schwimmkörpern (286177)	25

Auszüge aus den Patentschriften.

(Sachliches Register.)

Benzinbehälteranordnung für Flugzeuge (286735), Schneider (286453), H. M. Fremery	15
Bombenwurfeinrichtungen auf Flugzeuge, Schaltbrett für — (286453), H. M. Fremery	26
Bootskörper für Wasserflugzeuge (285042), Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H.	15
Bootsrumpf für Wasserflugzeuge in Fischform mit Flachboden und flachen Seitenwänden (289373), Cooper	143
Drachenflieger mit zwei Hebeschrauben (289363), Gustav Mees Flugzeugflügel (284669), E. Rumpler, G. m. b. H.	173
Flugmaschine mit Schlagflächen, welche durch Formveränderung eine Schlagbewegung erzeugen (284786), Hawerländer Flugzeug, bei welchem gleichzeitig mit der selbsttätigen Verstellung der Tragflächen eine Verlegung des Schwerpunktes durch eine Gewichtsverschiebung erfolgt (291177), E. Coulon	143
Flugzeug, dessen Stabilisierungsmittel selbsttätig durch ein Druckmittel verstellbar sind und durch dieses auch in ihrer Mittellage gehalten werden (286176), M. Uecke	91
Flugzeuge, Für — geeignete Rippe mit Diagonalverbindungen zwischen Ober- und Untergurt (286218), Westphal	15
Flugzeuge mit elastischen Flügelstangen, Schlagflügel für — (284575), Dr. F. Kopsch	25
Flugzeug mit je zwei beiderseits der Längsachse angeordneten und über Kreuz gleichartig verstellbaren Steuerflächen (290627), E. Dulier	62
Flugzeugflächen, Scharnier zur Verbindung von — (276062), A. Euler	25
Flugzeuggestell mit Laufrädern und Schwimmkörpern (286177), Woerner	25
Kreiselstabilisator für Flugzeuge, Selbsttätiger — (286217), Sparmann	26
Laufräder und Schwimmkörper am Flugzeuggestell (286177), Woerner	25
Luftschiffe, Einrichtung zum Herausbringen von — aus der Halle und zum Einführen in diese (284847), Denk	14
Luftschiffe, Raumbachwerk für — (286542), W. Lübbecke	28

	Seite
Luftschiffen, Einrichtung zur Bergung von — in von oben zu beschickenden Bergungsräumen (284456), Prager & Steinhorst	62
Luftschiff, Starres — (285374), Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H.	27
Luftschiffhüllen, Stoffbahn für — und Verfahren zu ihrer Herstellung (283437), Metzeler & Co.	16
Prallschifftragkörper, Durch Querwände unterteilter — (285228), Dr.-Ing. A. Parseval	25
Querwände unterteilter Prallschifftragkörper, Durch — (285228), Dr.-Ing. A. v. Parseval	25
Raumfachwerk für Luftschiffe (286542), W. Lübbecke	28
Rippe mit Diagonalverbindungen zwischen Ober- und Untergurt, geeignet für Flugzeuge (286218), Westphal	15
Schaltbrett für Bombenwufeinrichtungen auf Flugzeugen (286453), H. M. Fremery	26
Scharnier zur Verbindung von Flugzeugflächen (276062), A. Euler	25
Schlagflügel für Flugzeuge mit elastischen Flügelstangen (284575), Dr. F. Kopsch	25
Schlagflächen, Flugmaschine mit —, welche durch Formveränderung eine Schlagbewegung erzeugen (284786), Hawerländer	14
Schutzhaube für Umlaufmotoren an Flugzeugen (293550), Société Anonyme des Aéroplans, Morane & Saulnier	157
Schwimmer für Wasserflugzeuge (285496), Ursinus	15
Schwimmkörper und Laufräder am Flugzeuggestell (286177), Woerner	25
Spannmast mit drehbar gelagertem Hebel zum gemeinsamen Entspannen und Anziehen der Spanndrähte bei Flugzeugen (284892), Automobil und Aviatik	13
Stabilisierungsvorrichtung, Selbsttätige — für Flugzeuge, bei welcher die Stabilisierungsflächen durch Schließung eines elektrischen Stromkreises verstell, jedoch vor Rückkehr des Flugzeuges in seine Mittellage zwecks Verhinderung des Übersteuerns wieder wirkungslos werden (283798), Newton Booth Converse	62
Stoffbahn für Luftschiffhüllen und Verfahren zu ihrer Herstellung (283437), Metzeler & Co.	16
Tragflächen für Flugzeuge mit vorderer Verdickung, Vogel-flügelartige — (287314), G. Lilienthal	63
Wasserflugzeuge, Bootskörper für — (285042), Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H.	15
Wasserflugzeug mit seitlich vom Hauptschwimmer angeordneten Hilfsschwimmern (288215), G. H. Courtiss	52
Wasserflugzeuge, Schwimmer für — (285496), Ursinus	15

Bücherbesprechungen.

Autoren.

Boldt, Dipl.-Ing. W., Anleitung zum Verspannen von Flugzeugen, Verlag M. Krayn, Berlin	144
Böleke, Hauptmann, Feldberichte, Verlag Perthes, Gotha	174
Bortels, A., Der Flugmeister, Verlag D. Reimer, Berlin	52
Braunbeck, Verlag Gustav, G. m. b. H., Motor	76, 144
Chamberlain, H. St., Deutschlands Kriegsziel, Verlag G. Stalling in Oldenburg	52
Daimler-Motoren-Gesellschaft, Bericht über das 26. Geschäftsjahr	52
Damaschke, Adolf, Kriegsheimstätten, Verlag Bodenreform, Berlin	174
Deutsch, Walter, Metallphysik, Verlag Vieweg & Sohn, Braunschweig	174
Deutsch-Brasilianischer Handelsverband, Gegen die englische Finanzvormacht	28
Deutsche Waffen- und Munitionsfabriken, Kugellager-Hauptliste 1916	174
Felisch, Dr., Geschichte der Reichsmarinestiftung, Kgl. Hofbuchdruckerei Greve, Berlin	175
Fendrich, Anton, An Bord, Frankhsche Verlagsbuchhandlung, Stuttgart	175
Fritze, G. A., Kriegshefte aus dem Industriegebiet, Verlag G. D. Baedeker, Essen	76
Funk, Hauptmann, Unsere Luftwaffe, Kunstverlag Bild und Karte, Leipzig	158, 175
Gast, Prof. Dr., Deutschland und Südamerika, Deutsche Verlagsanstalt Stuttgart-Berlin	63
Gemeinnützige Gesellschaft zur Beschaffung von Ersatzgliedern m. b. H., Berlin, Der Carnes-Arm	144
Gomoll, W. C., Im Kampf gegen Rußland und Serbien, Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig	92

	Seite
Gomoll, W. C., Im Kampf gegen Rußland, 2. Ausgabe, Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig	28
Grimsehl, E., Lehrbuch der Physik, Verlag Teubner, Leipzig	158
Großmann, Fritz, Keine Kriegsgewinnsteuer, Verlag Verlagsgesellschaft m. b. H., Hannover	52
Hackeberger, Willi, Ing., Deutschlands Eroberung der Luft, Verlag Hermann Montanus, Siegen	28
Hauff, Ludwig, Die unterseeische Schifffahrt, Verlag Buchner, Bamberg	174
Hunsaker, J. C., Smithsonian Miscellaneous Collections, Verlag: Washington, Smithsonian Institution	52
— Smithsonian Miscellaneous Collections, Dynamical Stability of Aeroplanes, Smithsonian Institution	143
— Stable Biplane Arrangements	174
— Dynamical Stability of Aeroplanes, Smithsonian Collections	178
Jäckh, Der deutsche Krieg, Verlag Deutsche Verlagsanstalt, Stuttgart-Berlin	63
Jedlicka, J., Regierungsrat, Mechanik, Verlag Deuticke, Wien und Leipzig	76
Kirchrath, Anton, Krieg dem deutschen Handel, Verlag O. G. Zehrfeld, Leipzig	16
Konsbrück, Hermann, Großer Bilderatlas des Weltkrieges, Verlag Bruckmann, A.-G., Leipzig	144
Koppe, Dr. jur. Fritz, Kriegssteuergesetz, Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin	144
— Gesetz über einen Warenumsatz-Stempel vom 26. Juni 1916 nebst Ausführungsbestimmungen des Bundesrats vom 7. September 1916, Industrieverlag Späth & Linde, Berlin	144
Kreuter, Ing. C., Leitfaden für Flugschüler, Verlag M. Krayn, Berlin	91
Kriegsschauplätze auf der Balkanhalbinsel, Die —, Verlag Brockhaus, Leipzig	158
Kriegsverlag, A.-G., Berlin, Taschenatlas der Kriegsschau-Krüger, O., Illustrationsverfahren, Verlag Brockhaus, Leipzig	174, 28
Küster, Ing. Jul., Das U-Boot, Verlag Klasing & Co., G. m. b. H., Berlin	143
Lange, Otto, Chemisch-Technische Vorschriften, Verlag O. Spamer, Leipzig	175
Lehmans Verlag, München, J. F., Der Krieg 1914/16 in Postkarten	28
Leitfaden für Flugschüler, Ing. C. Kreuter, Verlag M. Krayn, Berlin	91
Luttenberger, Dr. Karl, Luftfahrtschaden-Versicherung im Frieden und im Krieg, Verlag J. Guttentag, G. m. b. H.	52
Micheu, Prof. J., IV. Teil Mechanik, 2. Buch; Mechanik der Gase und Dämpfe (Wärmemechanik), Verlag Franz Deuticke, Wien und Leipzig	16
Österreichischer Aeroklub Wien, Jahrbuch 1916 im Selbstverlag	76
Perlewitz, Kurt, Das Sachverständigenwesen, Verlag Julius Springer, Berlin	76
Plochnow, Dr. Oskar, Flieger-Wetterkunde, Verlag Neumich, Mannheim	175
Reile, Stuttgart, Entfernungsmesser für Flugzeuge, Selbstverlag, Stuttgart	158
Riepel, Dr. A. v., Geh. Baurat, Dr.-Ing., Der Ingenieur als Förderer der Volksbildung, aus der »Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure«	16
Ries, Dr. Chr., Sehende Maschinen, Verlag C. Huber, München	76
Rieser, Heinrich, Jahrbuch der Technischen Zeitschriften-Literatur, Verlag für Fachliteratur, Berlin	175
Sandström, Über die Ablenkung des Windes infolge der Erdrotation und der Reibung, Verlag Almqvist und Wiksells Boktrykeri A. B., Goteborg	63
— Meteorologische Studien im schwedischen Hochgebirge, Verlag Wald. Zachrissons Boktrykeri A. B., Goteborg	63
Schäfer, F., Handbuch der Gastechnik. Band 8: Das Gas als Wärmequelle und Triebkraft, Verlag R. Oldenbourg in München und Berlin	28
— Die Gasflamme als Werkzeug und Maschinenelement, Verlag Oldenbourg, München	158
— Das Gas als Heizmittel im Gewerbe und Industrie, Verlag Oldenbourg, München	158
Schreiter, Prof. Dr. Paul, Ergebnis der meteorologischen Beobachtungen im Jahre 1912, 1. Hälfte, Brauersche Buchhandlung, Chemnitz	76
Schuchard u. Schütte, Technisches Hilfsbuch, Kommissionsverlag J. Springer	143
— — Technisches Hilfsbuch, 3. Auflage, Verlag Julius Springer, Berlin	144
Spiegel, Kommandant, Kapitänleutnant, Frhr. v., »U 202«, Ein Kriegstagebuch, Verlag August Scherl, G. m. b. H., Berlin	108

Seite	Seite		
Stahl, Felix, Die siegende Kraft im Welthandel, Verlag R. Oldenbourg, München	92	Handels-U-Bootes »Deutschland«, Rückkehr des —, Prof. Wilh. Stöwer, Verlag Gust. Zehrfeld, Leipzig	175
Stöwer, Prof. Wilh., Rückkehr des Handels-U-Bootes »Deutschland«, Verlag Gust. Zehrfeld, Leipzig	175	Hauptmann Bölcckes Feldberichte, Verlag F. A. Perthes, Gotha	174
— Deutsche U-Boot-Taten. Galerie-Verlag G. m. b. H., Berlin	175	Illustrationsverfahren, Die —, O. Krüger, Verlag Brockhaus, Leipzig	174
Sven Hedin, »Nach Osten!« Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig	28	Indikator und das Indikatordiagramm, Der —, Dipl.-Ing. W. Wilke, Verlag Otto Spamer, Leipzig	76, 175
Tams, Heinrich, Deutsche Flugtechniker-Zeitschrift, Verlag Otto Klemm, Leipzig	93	Ingenieur als Förderer der Volksbildung, Der —, Dr. A. v. Riepel, »Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure«	16
Thurn, H., Die Funkentelegraphie, Verlag B. G. Teubner, Leipzig und Berlin	16	Jahrbuch der Technischen Zeitschriften-Literatur, Heinrich Rieser, Verlag für Fachliteratur, Berlin	175
Verein deutscher Ingenieure, Berlin, Merkblätter der Prüfstelle für Ersatzglieder	92	Kampf gegen Rußland, Im —, W. C. Gomoll, Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig	28
Verein von Gas- und Wasserfachmännern, Deutscher —, Die deutsche Ausstellung »Das Gas«, Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin	92	Kampf gegen Rußland und Serbien, Im —, W. C. Gomoll, Verlag Brockhaus, Leipzig	92
Weyer, Kapitänleutnant, B., Taschenbuch der Kriegsflotten, Nachtrag 1915, Verlag J. F. Lehmann, München	16	Krieg 1914/16 in Postkarten, Der —, J. F. Lehmanns Verlag, München	28
Wilke, Dipl.-Ing. W., Der Indikator und das Indikatordiagramm, Verlag Otto Spamer, Leipzig	76	Krieg, Der deutsche —, Jäckh, Deutsche Verlagsanstalt Stuttgart-Berlin	63
Wilcke, Uhlands Ingenieur-Kalender, Verlag Kröner, Leipzig	158	Krieg dem deutschen Handel, Kirchrath, Verlag O. G. Zehrfeld, Leipzig	16
		Kriegerheimstätten, A. Damaschke, Verlag Bodenreform, Berlin	174
		Kriegsschauplätze, Die — auf der Balkanhalbinsel und im Orient, Verlag Brockhaus, Leipzig	158
		Kriegsflottentaschenbuch, Nachtrag, Weyer, Verlag J. F. Lehmann, München	16
		Kriegshefte aus dem Industriegebiet, G. A. Fritze, Verlag Baedeker, Essen	76
		Kriegssteuergesetz, Dr. jur. F. Koppe, Industrieverlag Späth & Linde	144
		Kriegsgewinnsteuer, Keine —, Großmann, Verlag Verlagsgesellschaft m. b. H., Hannover	52
		Kugellager-Hauptliste 1916 der Deutschen Waffen- u. Munitionsfabriken, Berlin-Borsigwalde	174
		Leitfaden für Flugschüler, Ing. C. Kreuter, Verlag M. Krayn, Berlin	91
		Luftfahrtschaden-Versicherung im Frieden und im Krieg, Dr. Karl Luttenberger, Verlag J. Guttentag, G. m. b. H., Berlin	52
		Mechanik, Reg.-Rat Jedlicka, k. k. Staatsgewerbeschuldirektor, Verlag Deuticke, Wien und Leipzig	16
		Merkblätter der Prüfstelle für Ersatzglieder, Verein deutscher Ingenieure	92
		Metallphysik, Walter Deutsch, Verlag Vieweg & Sohn, Braunschweig	158
		Meteorologische Studien im schwedischen Hochgebirge, Sandström, Verlag Wald. Zachrissons Boktryckeri A. B.	63
		Motor, Verlag Gustav Braunbeck, G. m. b. H.	63, 76, 144
		Nach Osten, Sven Hedin, Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig	28
		»Offizierhaus«, Das —, Verlag Banzkaff & Hucklmetz, G. m. b. H., Berlin	143
		Physik, Lehrbuch der —, E. Grimsehl, Verlag Teubner, Leipzig	158
		Reports on wind tunnel experiments in aero-dynamics, Hunsaker; Smithsonian Miscellaneous Collections, Verlag Smithsonian Institution	91
		Sachverständigenwesen, Das —, Verlag Julius Springer, Kurt Perlewitz	76
		Sehende Maschinen, Dr. Chr. Ries, Verlag Jos. C. Huber, München	76
		Siegende Kraft im Welthandel, Die —, F. Stahl, Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin	92
		Stable Biplane Arrangements, J. C. Hunsaker	714
		Taschenatlas der Kriegsschauplätze, Kriegsverlag, A.-G. Berlin	28
		Technisches Hilfsbuch, Schuchard u. Schütte, Kommissionsverlag J. Springer, Berlin	143
		Technisches Hilfsbuch, Schuchard u. Schütte, 3. Auflage, Verlag Julius Springer, Berlin	144
		U-Boot, Das —, Ing. J. Küster, Verlag Klasing & Co., G. m. b. H., Berlin	143
		»U 202«, Ein Kriegstagebuch von Kommandant Kapitänleutnant Frhr. v. Spiegel, Verlag August Scherl, G. m. b. H., Berlin	108
		Uhlands Ingenieur-Kalender 1917, Verlag A. Kröner, Leipzig	158
		Unsere Luftwaffe, Hauptmann Funk, Verlag Bild und Karte 158, Unterseeische, Die — Schifffahrt, L. Hauff, Verlag Buchner, Bamberg	174
		Verwaltungsbericht des Deutschen Museums, Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin	92
		Vorlesungsverzeichnis für das zweite Vierteljahr 1916 der Humboldt-Akademie, Berlin	52
		Windablenkung infolge der Erddrehung und der Reibung, J. W. Sandström, Verlag Almqvist und Wiksells Boktryckeri A. B.	63

Bücherbesprechungen.

Sachliches Register.

An Bord, Anton Fendrich, Frankhsche Verlagsbuchhandlung, Stuttgart	175
Anleitung zum Verspannen von Flugzeugen, Dipl.-Ing. W. Boldt, Verlag M. Krayn	144
Bericht über das 26. Geschäftsjahr, Daimler-Motoren-Gesellschaft	52
Bilderatlas des Weltkrieges, Großer —, H. Konsbrück, Verlag Bruckmann, A.-G.	144
Carnes-Arm, Der —, Verlag Gemeinnützige Gesellschaft zur Beschaffung von Ersatzgliedern m. b. H., Berlin	144
Chemisch-Technische Vorschriften, Dr. O. Lange, Verlag Otto Spamer, Leipzig	174
Deutschlands Eroberung der Luft, Ing. Willi Hackeberg, Verlag H. Montanus, Siegen	28
Deutschlands Kriegsziel, H. St. Chamberlain, Verlag G. Stalling, Oldenburg	52
Deutschland und Südamerika, Prof. Dr. Gast, Deutsche Verlagsanstalt Berlin	63
Deutsche U-Boot-Taten, Prof. Willy Stöwer. Galerie-Verlag G. m. b. H., Berlin	175
Dynamical Stability of Aeroplanes, Smithsonian Miscellaneous Collections, Hunsaker usw., Smithsonian Institution 143, Englische Finanzvormacht, Gegen die —, Verlag Deutsch-Brasilianischer Handelsverband, Berlin	175
Entfernungsmesser für Flugzeuge, Reile, Selbstverlag Reile, Stuttgart	28
Ergebnis der meteorologischen Beobachtungen im Jahre 1912, 1. Hälfte, P. Schreiter; 2. Hälfte bearbeitet von Kommissionsrat Lindemann, Brauersche Buchhandlung, Chemnitz	158
Flieger-Wetterkunde, Dr. Oskar Plochnow, Verlag F. Neumich, Mannheim	76
Flugmeister, Der —, A. Bortels, Verlag Dietrich Reimer, Berlin	175
Flugtechniker-Zeitschrift, Deutsche —, H. Tams, Verlag O. Klemm, Leipzig	52
Funkentelegraphie, Die —, Thurn, Verlag Teubner, Leipzig und Berlin	63
Gas, Das —, als Heizmittel in Gewerbe und Industrie, Franz Schäfer, Verlag Oldenbourg, München	16
Gas, Die deutsche Ausstellung Das —, Verein von Gas- und Wasserfachmännern, Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin	158
Gasflamme, Die —, als Werkzeug und Maschinenelement, Franz Schäfer, Verlag Oldenbourg, München	92
Geschichte der Reichsmarinestiftung, Aus der —, Geh. Admiralitätsrat Dr. Felisch, Verlag Kgl. Hofbuchdruckerei Wilh. Greve, Berlin	158
Gesetz über den Warenumsatzstempel vom 26. Juni 1916 nebst Ausführungsbestimmungen des Bundesrats vom 7. Sept. 1916, Dr. jur. F. Koppe, Industrieverlag Späth & Linde, Berlin	175
Göldners Kalender für Betriebsleitung und praktischen Maschinenbau, Verlag Ludwig Degener, Leipzig	144
Handbuch der Gastechnik, Band 8; Das Gas als Wärmequelle und Triebkraft, F. Schäfer, Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin	63
	28

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART

Ing. PAUL BEJEUHR
BERLIN

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
FR. GATTEN-LEUTNANT A. D. FRIEDENAU-BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Gh. Hofr. Dr. **S. FINSTERWALDER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

Geh. Reg.-Rat Dr. **H. HERGESELL**
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT. ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**
PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. **N. JOUKOWSKY**
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG

F. ROMBERG
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat Dr. **C. RUNGE**
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dipl.-Ing. SEPPELER
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPLO.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERRVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

29. Januar 1916.

Heft 1 und 2.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6., 9., 12., 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt. STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechanst. Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Die Strömung im Reaktionsstrahl der vollkommenen, vielflügeligen Hubschraube. Von Prof. Dr. Wilhelm Nußelt. (Fortsetzung und Schluß.) S. 1.
Der Aufstieg der Vögel und die Grenze der Geschwindigkeit des Ruderfluges bei Windstille. Von Gustav Lilienthal. S. 5.

Über die Verwendung der kolloiden Lösung des Vanadinpentoxyds bei hydrodynamischen Untersuchungen. Von H. Diebelhorst u. H. Freundlich. S. 12.
Ausstellungen. S. 12. — Patentschau. S. 13. — Bücher-Besprechungen. S. 16.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 16.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Strömung im Reaktionsstrahl der vollkommenen, vielflügeligen Hubschraube.

Von Prof. Dr. Wilhelm Nußelt, Dresden.
(Fortsetzung und Schluß.)

Oben war angenommen worden, daß L und v_{z1} als Funktionen von x willkürlich gewählt werden können. Aus einer mechanischen Betrachtung läßt sich aber eine Bedingung ableiten, die zeigt, daß zwischen L und v_{z1} eine Beziehung erfüllt sein muß. Betrachtet man die gesamte Luftmasse als einen Punkthaufen, so kann man auf sie den Satz vom Antrieb anwenden. Man schlägt um den Propeller eine sehr große Kugel. Im Saugraum strömt die Luft radial mit überall gleicher und sehr kleiner Geschwindigkeit ein. Im Druckraum strömt die Luft mit endlicher Geschwindigkeit parallel zur Achse aus. Da der Druck auf der ganzen Kugeloberfläche p_0 ist, so ist nach dem Satz vom Schwerpunkt der Propellerschub P gleich der Bewegungsgröße der Luft im Reaktionsstrahl, da die Bewegungsgröße der Luft auf der Kugeloberfläche im Saugraum aus Symmetriegründen null ist. Es ist also

$$P = 2 \pi \rho \int v_{z2}^2 r_2 dr_2 \dots \dots \dots 25)$$

Auf die durch den Propeller streichende Luft angewendet, liefert der Schwerpunktssatz eine zweite Gleichung für den Propellerschub. Nach diesem bewegt sich der Schwerpunkt eines Punkthaufens so, als wenn alle Masse des Punkthaufens in ihm vereinigt wäre und alle auf den Punkthaufen wirkenden äußeren Kräfte an ihm angreifen würden. Da nun beim Durchströmen der Luft durch das Propellerblatt keine axiale Be-

schleunigung auftritt, wird auch der Schwerpunkt nicht beschleunigt. Es müssen deshalb die äußeren Kräfte im Gleichgewicht stehen. Diese sind der Propellerschub P und der Druck der Luft p_1 und p_2 vor und hinter dem Propellerblatt. Daraus folgt für den Propellerschub die weitere Gleichung

$$P = 2 \pi \int_0^{r_0} (p_2 - p_1) r_1 dr_1 = 2 \pi \int_0^{r_0} L r_1 dr_1 \dots \dots \dots 26)$$

Ein Stromfaden, der im Abstand $x = \frac{r_1}{r_0}$ am Propeller beginnt, habe am Ende des Strahles einen Abstand $y = \frac{r_2}{r_0}$ von der Propellerachse. Setzt man noch den Propellerkreis gleich F_0 , so gehen die Gl. 25 und 26 über in

$$P = 2 F_0 \int_0^1 L x dx \dots \dots \dots 26a)$$

und

$$P = 2 \rho F_0 \int_0^1 v_{z2}^2 y y' dx \dots \dots \dots 25a)$$

da wegen der Kontinuität

$$\frac{v_{z1}}{v_{z2}} = \frac{y y'}{x} \dots \dots \dots 27)$$

ist.

Die Gleichsetzung von 25a und 26a liefert die Bedingungs-

gleichung

$$\int_0^1 (L x - v_{z2}^2 y y' \rho) dx = 0 \dots \dots \dots 28)$$

Nun ist nach Gl. 8

$$L = \frac{\rho}{2} v_{z2}^2 \dots \dots \dots 8)$$

Setzt man diesen Wert in Gl. 28 ein, so wird

$$\int_0^1 v_{z2}^2 (x - 2 y y') dx = 0 \dots \dots \dots 28a)$$

da v_{z2} immer positiv ist, muß

$$y = \frac{x}{\sqrt{2}} \dots \dots \dots 29)$$

werden. Dann wird nach Gl. 27

$$v_{z2} = 2 v_{z1} \dots \dots \dots 30)$$

und

$$L = 2 \rho v_{z1}^2 \dots \dots \dots 31)$$

Es wird also jedes Luftteilchen nach dem Durchströmen des Propellers im Strahl auf die doppelte Geschwindigkeit beschleunigt. Gl. 31 zeigt weiter, daß man nur eine von den beiden Größen L und v_{z1} wählen darf.

Bei der technischen Anwendung des Propellers interessiert in erster Linie der Zusammenhang zwischen aufgewendeter Leistung und erzeugtem Propellerschub. Dieser ist nach Gl. 26a unter Verwendung von Gl. 31

$$P = 4 \rho F_0 \int_0^1 x v_{z1}^2 dx \dots \dots \dots 26b)$$

Die dem Propeller durch einen Motor zugeführte Leistung N wird

$$N = 4 \rho F_0 \int_0^1 x v_{z1}^3 dx \dots \dots \dots 32)$$

Nimmt man v_{z1} als Funktion von x an, so liefern die Integrale P und N . Um bei gegebener Leistung den Propellerschub zu einem Maximum zu machen, muß

$$\frac{\partial}{\partial v_{z1}} (x v_{z1}^2 + \lambda x v_{z1}^3) = 0 \dots \dots \dots 33)$$

sein oder

$$2 v_{z1} + 3 \lambda v_{z1}^2 = 0 \dots \dots \dots 34)$$

werden, d. h. v_{z1} muß konstant über den ganzen Propellerkreis sein. Setzt man diesen Wert gleich v , so wird

$$N = 2 \rho F_0 v^3 \dots \dots \dots 35)$$

und

$$P = 2 \rho F_0 v^2 \dots \dots \dots 36)$$

Eliminiert man aus beiden Gleichungen v , so ergibt

$$P = \sqrt[3]{2 \rho F_0 N^2} \dots \dots \dots 37)$$

die Bendemann-Finsterwalder-Prandtl'sche Formel.

Nach Gl. 8 wird in diesem Falle die Drucksteigerung im Propeller

$$p_2 - p_1 = L = \frac{\rho}{2} v_{z2}^2 = 2 \rho v^2 \dots \dots \dots 38)$$

Nahe an der Achse des Propellers ist die radiale Geschwindigkeit v_r klein. Dann ist dort der Unterdruck vor dem Propeller

$$p_0 - p_1 = \frac{\rho}{2} v^2 = \frac{1}{4} (p_2 - p_1) \dots \dots \dots 39)$$

und der Überdruck hinter dem Propeller

$$p_2 - p_0 = \frac{3}{2} \rho v^2 = \frac{3}{4} (p_2 - p_1) \dots \dots \dots 40)$$

In der Nähe der Achse ist demnach der Überdruck hinter dem Propeller dreimal so groß wie der Unterdruck vor dem Propeller. Nach Gl. 6 nimmt der Unterdruck gegen den Rand des Propellers zu, während der Überdruck hinter dem Propeller gegen den Rand sinkt.

Aus den Gl. 26b und 32 erhält man für jede beliebige Geschwindigkeitsverteilung v_{z1} den Propellerschub und die zugeführte Leistung. Setzt man z. B.

$$v_{z1} = A x^n \dots \dots \dots 41)$$

so wird der Propellerschub

$$P = \frac{2 \rho F_0 A^2}{n + 1} \dots \dots \dots 42)$$

und die zugeführte Leistung

$$N = \frac{4 \rho F_0 A^3}{3n + 2} \dots \dots \dots 43)$$

Aus diesen beiden Gleichungen kann man A eliminieren und erhält dann die Abhängigkeit des Propellerschubes von der zugeführten Leistung

$$P = \sqrt[3]{\frac{\rho F_0 N^2 (3n + 2)^2}{2(n + 1)^3}} \dots \dots \dots 44)$$

Bezeichnet man mit P_{max} den nach Gl. 37 für einen Propeller bei gegebenem Durchmesser und angenommener zugeführter Leistung N erzielbaren größten Propellerschub, so wird bei einer durch den Exponenten n der Gl. 41 definierten Verteilung der Geschwindigkeit über den Querschnitt das Verhältnis des hierbei erzielbaren Schubes P zum maximalen P_{max}

$$\frac{P}{P_{max}} = \begin{matrix} n = 1/2 & 1 & 2 \\ 0,968 & 0,921 & 0,841. \end{matrix}$$

Es möge jetzt der wichtigere, weil normale Fall des Propellers ohne Gegenpropeller behandelt werden. Nach dem Flächensatz erhält hier der Drall der in der Zeiteinheit durch den Propeller strömenden Luft eine Änderung. Vor dem Propeller ist der Drall der Luft, bezogen auf die Drehachse null, weil im Unendlichen der Drall null ist und im Ansaugeraum kein Moment auftritt. Beim Durchgang durch die Propellerebene wirke auf die Raumeinheit der Luft das Moment M , das nach dem Flächensatz gleich dem Drall der Luft nach dem Durchgang durch den Propeller ist. Es muß die Luft also nach dem Propeller eine tangentielle Geschwindigkeitskomponente v_{t1} besitzen nach der Gleichung

$$M = v_{t1} r_1 \rho \dots \dots \dots 45)$$

Multipliziert man beiderseits mit der Wirbelgeschwindigkeit ω , so wird

$$M \omega = L = v_{t1} r_1 \omega \rho \dots \dots \dots 46)$$

Die Eulerschen Gleichungen erweitern sich jetzt zu

$$\left. \begin{aligned} \rho \left(v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} + v_r \frac{\partial v_z}{\partial r} \right) &= - \frac{\partial p}{\partial z} \\ \rho \left(v_z \frac{\partial v_r}{\partial z} + v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} - \frac{v_t^2}{r} \right) &= - \frac{\partial p}{\partial r} \\ \left(v_z \frac{\partial v_t}{\partial z} + v_r \frac{\partial v_t}{\partial r} - \frac{v_r v_t}{r} \right) &= 0 \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots 47)$$

Die Kontinuitätsgleichung dagegen bleibt dieselbe wie beim eingangs behandelten Fall.

$$\frac{\partial v_z r}{\partial z} + \frac{\partial v_r r}{\partial r} = 0 \dots \dots \dots 48)$$

Aus dem Gleichungssystem 47 und 48 soll nun wieder die Differentialgleichung für die Stromfunktion ψ abgeleitet werden. Führt man diese wieder mit Gl. 9 und den Ringwirbel nach Gl. 10 ein und eliminiert man zunächst aus den beiden ersten Gleichungen des Systems 47 den Druck p , so erhält man die Gleichung

$$\frac{\partial v_z w_t}{\partial z} + \frac{\partial v_r w_t}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial v_t^2}{\partial z} = 0 \dots \dots \dots 49)$$

Die 3. Gleichung des Systems 47 geht dagegen über in die Gleichung

$$\frac{\partial \psi}{\partial r} \frac{\partial v_t r}{\partial z} - \frac{\partial \psi}{\partial z} \frac{\partial v_t r}{\partial r} = 0 \dots \dots \dots 50)$$

deren Integration

$$v_t r = f(\psi) \dots \dots \dots 51)$$

ergibt, eine Beziehung, die aussagt, daß längs einer Stromlinie der Drall konstant ist. Mittels dieser Gl. 51 kann man die Tangentialkomponente der Geschwindigkeit v_t in der Gl. 49

eliminieren, welche dadurch in die folgende Gleichung übergeht

$$\frac{\partial \psi}{\partial r} \frac{\partial v_{r1}}{\partial z} - \frac{\partial \psi}{\partial z} \left(\frac{\partial v_{r1}}{\partial r} - \frac{2}{r^2} f(\psi) f'(\psi) \right) = 0 \quad . \quad 49a)$$

die integriert die Beziehung

$$\frac{w_t}{r} = F(\psi) - \frac{f(\psi) f'(\psi)}{r^2} \quad . \quad . \quad . \quad 52)$$

liefert. Der Ringwirbel wird also durch die Gleichung

$$w_t = r F(\psi) - \frac{f(\psi) f'(\psi)}{r} \quad . \quad . \quad . \quad 52a)$$

aus der Stromfunktion berechnet.

Zur physikalischen Deutung der Funktion F kann nun wieder die Bernoullische Gleichung herangezogen werden. Sie lautet hier

$$p + \frac{\rho}{2} (v_z^2 + v_r^2 + v_t^2) = p_0 + L \quad . \quad . \quad . \quad 53)$$

worin L die beim Durchgang durch die Propellerebene auf die Raumeinheit übertragene Arbeit darstellt; L ist also für jeden Stromfaden eine Konstante. Die Gl. 53 werde nach r differenziert

$$\frac{\partial p}{\partial r} + \rho \left(v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial r} + v_t \frac{\partial v_t}{\partial r} \right) = \frac{dL}{d\psi} \frac{\partial \psi}{\partial r} \quad . \quad 54)$$

Davon wird die 2. Eulersche Gleichung

$$\frac{\partial p}{\partial r} + \rho \left(v_z \frac{\partial v_r}{\partial z} + v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} - \frac{v_t^2}{r} \right) = 0 \quad . \quad . \quad 47)$$

abgezogen. Es folgt

$$\rho \left(v_z w_t + \frac{1}{2r^2} \frac{\partial (v_t r^2)}{\partial r} \right) = \frac{dL}{d\psi} \frac{\partial \psi}{\partial r} \quad . \quad . \quad 48)$$

Beachtet man nun die Gl. 51 und 9, so ergibt die Gl. 48

$$w_t = \frac{r}{\rho} \frac{dL}{d\psi} - \frac{1}{r} f(\psi) \frac{df(\psi)}{d\psi} \quad . \quad . \quad . \quad 55)$$

Nach Gl. 52 ist dagegen

$$w_t = r F(\psi) - \frac{1}{r} f(\psi) \frac{df(\psi)}{d\psi} \quad . \quad . \quad . \quad 52)$$

Der Vergleich von Gl. 55 und 52 lehrt, daß wieder ebenso wie oben (s. Gl. 20)

$$F(\psi) = \frac{1}{\rho} \frac{dL}{d\psi} \quad . \quad . \quad . \quad 56)$$

ist. Damit ist F durch L ausgedrückt. Nun läßt sich auch f durch L ausdrücken. Es ist nach Gl. 46

$$f(\psi) = \frac{L}{\rho \omega} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad 57)$$

Es wird deshalb der Ringwirbel

$$w_t = \frac{r}{\rho} \frac{dL}{d\psi} - \frac{1}{r(\rho \omega)^2} L \frac{dL}{d\psi} \quad . \quad . \quad . \quad 58)$$

oder

$$w_t = \left(\frac{r}{\rho} - \frac{L}{r(\rho \omega)^2} \right) \frac{dL}{d\psi} \quad . \quad . \quad . \quad 58a)$$

Somit wird die Differentialgleichung der Stromfunktion im Strahl

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial r^2} - \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial r} = \left(\frac{r^2}{\rho} - \frac{L}{(\rho \omega)^2} \right) \frac{dL}{d\psi} \quad . \quad 59)$$

Zur Untersuchung des Zusammenhanges zwischen zugeführter Leistung und erzeugtem Propellerschub genügt es, die Strömungsverhältnisse am Anfang und Ende des Strahles zu betrachten.

Es seien v_{z1} und v_{r1} die Geschwindigkeitskomponenten am Eintritt in den Propeller. Der Druck sei dort p_1 , während er hinter dem Propeller p_2 sei. Zu diesen Geschwindigkeitskomponenten tritt nach dem Propeller noch die tangential Komponente v_{t1} . Die Bernoullische Gleichung für den Saugraum lautet dann wieder

$$p_0 = p_1 + \frac{\rho}{2} (v_{z1}^2 + v_{r1}^2) \quad . \quad . \quad . \quad 60)$$

Beim Durchgang durch den Propeller wird der Raumeinheit die Arbeit L übertragen, von der ein Teil auf die Drucksteigerung und ein zweiter Teil auf die tangential Beschleunigung entfällt. Es ist also

$$L = p_2 - p_1 + \frac{v_{t1}^2 \rho}{2} \quad . \quad . \quad . \quad 61)$$

Nun ist nach Gl. 46

$$v_{t1} = \frac{L}{r_1 \rho \omega} \quad . \quad . \quad . \quad 46)$$

also wird

$$p_2 - p_1 = L - \frac{L^2}{2 \rho r_1^2 \omega^2} \quad . \quad . \quad . \quad 61a)$$

Am Ende des Reaktionsstrahles ist die radiale Geschwindigkeitskomponente null, die andern seien v_{z2} und v_{t2} . Der Druck sei p_3 . Dann liefert die Bernoullische Gleichung die Beziehung

$$p_2 + \frac{\rho}{2} (v_{z1}^2 + v_{r1}^2 + v_{t1}^2) = p_3 + \frac{\rho}{2} (v_{z2}^2 + v_{t2}^2) \quad 62)$$

Nach Gl. 51 ist längs einer Stromlinie der Drall konstant. Es ist deshalb

$$v_{t1} r_1 = v_{t2} r_2 \quad . \quad . \quad . \quad 51a)$$

wenn r_1 und r_2 die Abstände eines Teilchens am Anfang bzw. am Ende des Strahles von der Achse sind.

Die Kontinuitätsgleichung fordert die Gleichheit

$$v_{z1} r_1 dr_1 = v_{z2} r_2 dr_2 \quad . \quad . \quad . \quad 63)$$

Endlich liefert die 2. Eulersche Gleichung für das Ende des Strahles die Beziehung

$$\frac{dp_3}{dr_2} = \frac{v_{t2}^2}{r_2} \rho \quad . \quad . \quad . \quad 64)$$

die mit Gl. 51a und 46 übergeht in

$$\frac{dp_3}{dr_2} = \frac{L^2}{\omega^2 \rho r_2^3} \quad . \quad . \quad . \quad 64a)$$

Zur Vereinfachung mögen die folgenden dimensionslosen Bezeichnungen eingeführt werden

$$\left. \begin{aligned} x &= \frac{r_1}{r_0} \\ t_y &= \frac{r_2}{r_0} \\ u &= \frac{L}{\rho r_0^2 \omega^2} \\ q &= \frac{v_{z1}}{r_0 \omega} \\ v &= \frac{v_{z2}}{\omega r_0} \\ s &= \frac{v_{r1}}{\omega r_0} \end{aligned} \right\} \quad . \quad . \quad . \quad 65)$$

Damit wird die Gl. 63

$$qx = vyy' \quad . \quad . \quad . \quad 63a)$$

Differenziert man die Gl. 62 nach x und berücksichtigt Gl. 64a, so folgt die Differentialgleichung

$$u'(y^2 - u) = v' y^2 \quad . \quad . \quad . \quad 66)$$

Man kann nun wieder in der Propellerebene die axiale Durchflußgeschwindigkeit jedes Teilchens v_{z1} und die auf jedes Teilchen im Propeller übertragene Arbeit L annehmen, also die Funktionen q und u . Ohne den ganzen Strömungsverlauf im Saug- und Druckraum durch die Integration der beiden Differentialgleichungen der Stromfunktion Gl. 22, und Gl. 59 feststellen zu müssen, genügen wieder die Gl. 66 und 63a zur Bestimmung aller Größen, welche bei der Berechnung des Propellerschubes P und der Leistung N nötig sind. Die Gleichungen 63a und 66 stellen ein simultanes System gewöhnlicher Differentialgleichungen mit zwei unbekannt Funktionen dar.

Zur Abkürzung werde gesetzt

$$J = \frac{N}{2 F_0 \rho (r_0 \omega)^3} \dots \dots \dots 67)$$

und

$$S = \frac{P}{F_0 \rho (r_0 \omega)^2} \dots \dots \dots 68)$$

Hat man das System 63a und 66 gelöst, so wird die Leistung durch eine Integration gewonnen. Es ist

$$J = \int_0^1 u q x dx \dots \dots \dots 69)$$

Für den Propellerschub ergeben sich wieder zwei Integrale, je nachdem man den Satz vom Schwerpunkt nur auf die im Propeller enthaltene Luft oder auf die gesamte, an der Strömung beteiligte Luftmasse anwendet. Man erhält so die beiden Integrale

$$S = \int_0^1 \left(2 u x - \frac{u^2}{x} \right) dx \dots \dots \dots 70)$$

und

$$S = \int_0^1 \left(v q x + \frac{2 u q x}{v} - \frac{u^2 q x}{v y^2} \right) dx \dots \dots 70a)$$

Die bei der Integration der Gl. 63a und 66 entstehenden Integrationskonstanten sind so zu wählen, daß für

$$x = 0 \text{ auch } y = 0$$

wird und außerdem muß für $x = 1$ $p_3 = p_0$ sein. Dafür folgt aus Gl. 62

$$\frac{v^2}{2} = u - \frac{u^2}{2 y^2} \dots \dots \dots 71)$$

Damit noch die Gleichheit der beiden Integrale 70 und 70a erfüllt werden kann, dürfen u und q als Funktionen von x nicht fest gegeben werden, sondern müssen noch eine willkürliche Konstante enthalten.

Eine Lösung des Systems 63a und 66 liefert die folgende Wahl

$$\begin{aligned} u &= \frac{x^2}{2}, \\ v &= \frac{1}{\sqrt{2}}, \\ q &= \frac{1}{2\sqrt{2}}, \\ y &= \frac{x}{\sqrt{2}}. \end{aligned}$$

Nach der Gl. 65 ergeben sie für die Strömung am Propeller folgende Werte

$$\begin{aligned} v_{s1} &= \frac{r_0 \omega}{2\sqrt{2}}, \\ v_{t1} &= \frac{\omega r_1}{2}, \\ L &= \frac{\rho \omega^2 r_1^2}{2}, \\ p_2 - p_1 &= \frac{3}{4} \cdot \frac{\rho \omega^2 r_1^2}{2}. \end{aligned}$$

$\frac{3}{4}$ von der Arbeit, die einem Teilchen zugeführt wird, dient als Pumpenarbeit und $\frac{1}{4}$ von ihr zur tangentialen Beschleunigung.

Die Integrale 69 und 70 werden

$$S = \frac{3}{16} \text{ und } J = \frac{1}{16\sqrt{2}},$$

und damit der Propellerschub

$$P = \frac{3}{16} F_0 \rho (r_0 \omega)^2,$$

und die zugeführte Leistung

$$N = \frac{\sqrt{2}}{16} F_0 \rho (r_0 \omega)^3.$$

Aus diesen beiden Gleichungen kann man noch die Winkelgeschwindigkeit eliminieren und erhält eine der Gl. 37 entsprechende Gleichung

$$P = \sqrt[3]{\frac{27}{16} F_0 \rho N^2},$$

die einen um 5,5% kleineren Propellerschub ergibt als die Gl. 37

Es möge nun noch die Frage angeschnitten werden, wie u und q zu wählen sind, damit bei gegebenem Propellerschub die Leistung ein Minimum wird. Der Durchmesser, die Tourenzahl, die Dichte des Mediums, in dem die Hubschraube arbeitet, und die Größe des gewünschten Propellerschubes seien gegeben. Dadurch ist der Wert der beiden bestimmten Integrale gegeben

$$S = \int_0^1 \left(2 u x - \frac{u^2}{x} \right) dx \dots \dots \dots 70)$$

und

$$S = \int_0^1 \left(v q x + \frac{2 u q x}{v} - \frac{u^2 q x}{v y^2} \right) dx \dots \dots 70a)$$

Die unbekanntenen Funktionen u , q , v und y sind so zu bestimmen, daß außerdem das Arbeitsintegral

$$J = \int_0^1 u q x dx \dots \dots \dots 69)$$

ein Minimum wird. Ferner müssen sie noch die Differentialgleichungen 63a und 66 erfüllen

$$q x = v y y' \dots \dots \dots 63a)$$

und

$$-u u' + y^2 u' = v v' y^2 \dots \dots \dots 66)$$

Für die Bestimmung der Integrationskonstanten stehen wieder die Grenzbedingungen

$$\left. \begin{aligned} x = 0 & \quad y = 0, \\ x = 1 & \quad \frac{v^2}{2} = u - \frac{u^2}{2 y^2} \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots 71)$$

zur Verfügung.

Aus allen Gleichungen kann man zunächst mittels der Gl. 63a q eliminieren, so daß nur noch drei unbekannte Funktionen übrigbleiben, nämlich u , v und y . Nach den Lehren der Variationsrechnung hat man dann zur Lösung dieser isoperimetrischen Aufgabe zwei neue unbekannte Funktionen von x , z und w durch die Ansätze

$$z' - 2 u x + \frac{u^2}{x} = 0 = \varphi_1 \dots \dots \dots 72)$$

und

$$w' - v^2 y y' - 2 u y y' + \frac{u^2 y'}{y} = 0 = \varphi_2 \dots \dots 73)$$

einzuführen. Die Erfüllung dieser beiden Gl. 72 und 73 ersetzt die beiden Gl. 70 und 70a, wenn man für z und w folgende Randwerte vorschreibt

$$\left. \begin{aligned} x = 0 & \quad z = w = 0 \\ x = 1 & \quad z = w = S \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots 74)$$

Schreibt man die Gl. 66 in der Form

$$u' y^2 - u u' - y^2 v v' = 0 = \varphi_3 \dots \dots \dots 66a)$$

so ist das Variationsproblem auf folgendes zurückgeführt. Es ist das Integral der Gl. 69 zu einem Minimum zu machen, wobei gleichzeitig die drei Gl. 66a, 72 und 73 erfüllt werden. Nach Lagrange führt man drei unbekannte Multiplikatoren (Funktionen von x) λ_1 , λ_2 und λ_3 ein, wodurch das Problem auf das folgende übergeführt wird. Die Funktion

$$\Phi = u v y y' + \lambda_1 \varphi_1 + \lambda_2 \varphi_2 + \lambda_3 \varphi_3 \dots \dots 74)$$

ist zu einem Extremum zu machen.

Bezeichnet man eine von den Funktionen u, v, y, z und w mit n , so müssen die fünf Gleichungen von der Form

$$\frac{\partial \Phi}{\partial n} - \frac{d}{dx} \left(\frac{\partial \Phi}{\partial n'} \right) = 0 \dots \dots \dots 76)$$

erfüllt werden. Setzt man u, v, y, z und w für n der Reihe nach in diese Gl. 76 ein, so folgt einmal, daß λ_1 und λ_2 Festwerte annehmen, also unabhängig von x sind. Außerdem ergeben sich noch die folgenden drei Gleichungen:

$$y' \left(v y - 2 \lambda_2 y - 2 \lambda_3 y + \frac{2 \lambda_2 u}{y} \right) + \lambda_1 \left(-2 x + \frac{2 u}{x} \right) - \lambda_3' (y^2 - u) = 0 \dots \dots 77)$$

$$y' (u - 2 \lambda_2 v + 2 \lambda_3 v) + \lambda_3' v y = 0 \dots \dots 78)$$

$$u' \left(2 \lambda_3 + 2 \lambda_2 - v - \frac{2 u \lambda_2}{y^2} \right) - v' (-2 \lambda_2 v + 2 \lambda_3 v + u) = 0 \dots \dots 79)$$

Damit ist das Variationsproblem auf die Lösung der sechs Gl. 72, 73, 66a, 77, 78 und 79 mit den sechs unbekanntenen Funktionen u, v, y, z, w und λ_3 zurückgeführt. Die Unbekannten z und w sind nur in den beiden ersten Gleichungen enthalten und können daraus leicht durch Integration gewonnen werden, wenn die übrigen vier bekannt sind. Löst man die Gl. 66a nach v' auf und setzt diesen Wert in die Gl. 79 ein, so erhält man die gewöhnliche Gleichung

$$4 \lambda_2 (v y^2 - u v) + 2 \lambda_3 v u = v^2 y^2 + u y^2 - u^2 \dots 80)$$

Eliminiert man nun aus Gl. 77 und Gl. 78 λ_3' und beachtet man die Gl. 80, so ergibt sich

$$\lambda_1 \left(2 x - \frac{2 u}{x} \right) = 0 \dots \dots \dots 81)$$

Diese Gleichung läßt zwei Lösungen zu

$$u = x^2 \dots \dots \dots 82a)$$

und

$$\lambda_1 = 0 \dots \dots \dots 82b)$$

Die Gl. 70 zeigt, daß die erste Lösung die Gl. 70 nicht befriedigt, daß sie aber den maximalen Propellerschub liefert, der mit einer Hubschraube von gegebenem Durchmesser und angenommener Tourenzahl erzielbar ist. Gl. 82a liefert

$$S = \frac{1}{4} \dots \dots \dots 83)$$

Die Auflösung der Gl. 66a, 78 und 80 liefert

$$y = \frac{x}{\sqrt{2}},$$

$$v = \sqrt{2(1-x^2)},$$

$$q = \sqrt{\frac{1-x^2}{2}},$$

womit die zum max. Propellerschub gehörige kleinste Leistung

$$J = \frac{\sqrt{2}}{15}$$

wird. Substituiert man die Werte der Gl. 65 so wird

$$P = \frac{\rho F_0 (r_0 \omega)^2}{4},$$

$$N = \frac{2\sqrt{2}}{15} F_0 \rho (r_0 \omega)^3,$$

$$P = \sqrt{0,4394} \rho F_0 N^2,$$

$$L = \omega^2 r_0^2 \rho x^2,$$

$$p_2 - p_1 = \frac{\omega^2 r_0^2 \rho x^2}{2}.$$

Diese letzte Gleichung zeigt, daß die jedem Teilchen zugeführte Leistung zu gleichen Teilen zur Drucksteigerung und zur tangentialen Beschleunigung benutzt wird.

Ferner folgt

$$v_{s1} = \omega r_0 \sqrt{\frac{1-x^2}{2}},$$

$$v_{t1} = \omega r_0 x,$$

$$v_{s2} = \omega r_0 \sqrt{2(1-x^2)},$$

$$v_{t2} = \omega r_0 x \sqrt{2},$$

$$p_0 - p_3 = \rho \omega^2 r_0^2 (1-x^2).$$

Die Gl. 82b, die zweite Lösung der Gl. 81, zeigt, daß die Aufgabe, die Strömung für die günstigste Hubschraube zu suchen, unabhängig von der Wahl der Funktion u ist. Es kann also die Arbeitsverteilung L über dem Querschnitt beliebig gewählt werden, sie muß allerdings die Gl. 70 erfüllen. Diese letzte Bedingung verlangt z. B., daß u nicht konstant längs des Halbmessers x gesetzt werden darf, daß auf alle Luftteilchen also nicht die gleiche Arbeit übertragen werden darf. Aus den Gl. 78 und 80 kann λ_3 noch leicht eliminiert werden, so daß nur noch zwei Gleichungen mit den unbekanntenen Funktionen v und y übrigbleiben. Ich hoffe demnächst über deren Lösung berichten zu können.

Zusammenfassung.

Durch Versuche über die Strömung von Luft durch Düsen wird zunächst gezeigt, daß überall da längs eines Stromfadens, wo Druck in Geschwindigkeit umgesetzt wird, die Strömung fast vollkommen verlustlos verläuft. Es erscheint deshalb berechtigt, dem Strömungsfeld des Propellers die Eulerschen Gleichungen zugrunde zu legen. Es wird dann die hydrodynamische Propellertheorie dadurch weiter ausgebaut, daß im Schraubenstrahl eine Wirbelströmung zugrunde gelegt wird. Die Stärke des Ringwirbels hängt ab von der beim Durchgang durch den Propeller auf die Masseneinheit der Luft übertragenen Arbeit. Es werden Formeln aufgestellt, die für die Hubschraube den Zusammenhang zwischen Leistung, Propellerschub und Tourenzahl geben.

Der Aufflug der Vögel und die Grenze der Geschwindigkeit des Ruderfluges bei Windstille.

Von Gustav Lilienthal.

Über die schwierigste Periode des Fluges, den Aufflug bei Windstille, muß dem Vogel die Schlagwirkung hinweghelfen.

Aus nachstehenden Beispielen soll festgestellt werden, in welcher Weise hierbei die Schlagwirkung zur Geltung kommt.

Als Beispiel wähle ich einen Storch, der bei völliger Windstille von einer Ebene aufsteigt.

Von der Stelle aus ist unserm Meister Langbein der Aufflug nicht möglich. Durch Witterung findet er kein helfend Lüftchen, es bleibt ihm daher nichts weiter übrig, als sich seiner langen Ständer zu bedienen, weite Sprünge auszuführen und mit sehr kräftigen Flügelschlägen eine immer größer werdende Vorwärtsgeschwindigkeit zu bewirken, bis nach drei bis vier mächtigen Schlägen endlich die Beine den Boden nicht mehr berühren.

Bei der früher im »Vogelflug«¹⁾ angestellten Berechnung über den Flug des Storches bei Windstille ergab sich bei einer Geschwindigkeit des Fluges von 10 sek/m eine Arbeitsleistung von 4 mkg. Dieses günstige Resultat läßt sich nach meinen jetzigen Versuchsergebnissen nicht mehr errechnen. Nach der Rechnung im »Vogelflug« sind die Koeffizienten für $K = 0,13$ anstatt jetzt 0,1, und nach der Tafel VI daselbst liegt die Druckrichtung der Resultante um 4° weniger rückwärts, als ich auf Grund meiner Dauermessung mit Flächen im Wind jetzt annehmen muß. (Siehe Nr. 4 und 5, Jahrg. 1911 dieser Zeitschrift.)

Ein Teil dieser Differenz wird allerdings durch die größere Schlagwirkung ausgeglichen. Immerhin erfordert der Ruderflug bei Windstille fast die doppelte Arbeitsleistung, als sich aus der früher aufgestellten Rechnung ergab.

1) R. Oldenbourg's Verlag.

Der Storch muß beim Aufflug den Ausschlag der Flügel möglichst groß machen. Trotz seiner langen Beine ist ihm schlag der Flügel wird an der Spitze höchstens 1,50 m erreichen.

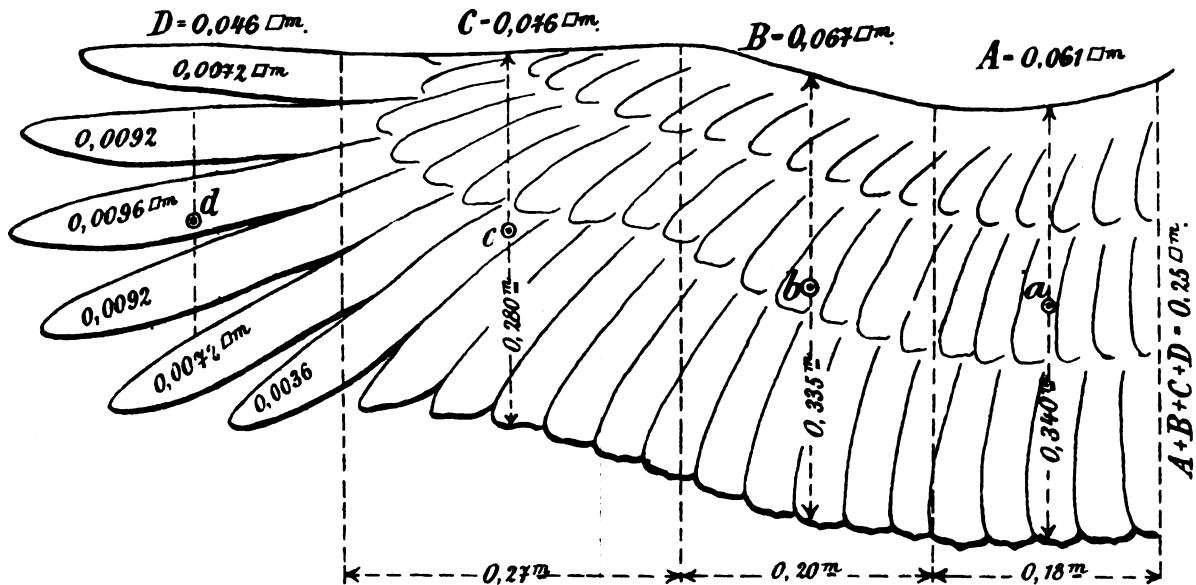


Fig. 1. Flügel eines 4 kg schweren Storches. (Maßstab 1/8 nat. Größe.)

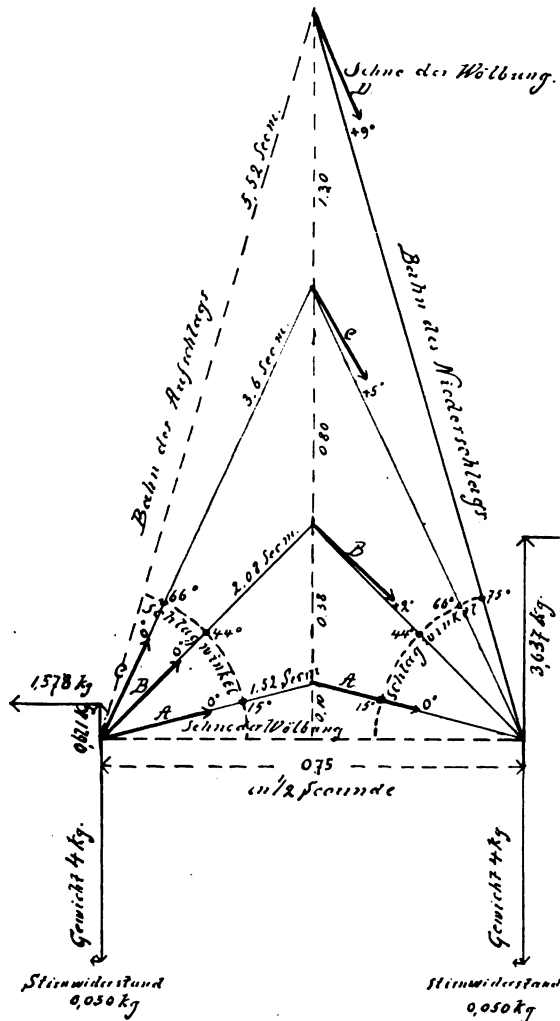


Fig. 2. 1. Flügelschlag.

dies aber doch nicht soweit möglich wie der Taube, die zum Schlag aufsteigt. Die Taube kommt durch Hüpfen schon beim ersten Schlag vom Boden los, so daß ihre Flügel unten zusammenschlagen können. Dem Storch ist dies nicht möglich, seine Sprünge sind mehr nach vorn als in die Höhe gerichtet, um Vorwärtsgeschwindigkeit zu erzeugen. Der Aus-

In der Berechnung ist der Flügel in vier Teilstücke zerlegt betrachtet, die mit A, B, C, D bezeichnet sind.

Als Ausschlag der einzelnen Teile ist der Weg der Druckzentren der Teile festgestellt (Fig. 1)¹⁾.

Die Anzahl der Flügelschläge ist bei Wind oder Windstille immer zwei in der Sekunde.

Von einschneidender Bedeutung für die Rechnung ist die Richtung der Resultierenden des Luftwiderstandes, und zwar ist bei Windstille diese Richtung um 7° weiter rückwärts als beim Wind. Für die benutzten Koeffizienten sind unsere früheren Messungen im Wind als die einzigen vorhandenen Werte hierfür benutzt worden mit einer um 7° mehr nach rückwärts gedrehten Druckrichtung (siehe Tabelle 1).

Tabelle 1

über die Größe und Richtung des Luftwiderstandes „R“ bei Bewegung einer gewölbten Fläche in Windstille.

R = Größe des Luftwiderstandes entsprechend dem Neigungswinkel der Schnur zur Schlagbahn in Prozenten von $\frac{1}{2}K^2$.

N \angle = Neigungswinkel.

R \angle = Richtung von R senkrecht zur Schnur
+ vorwärts - rückwärts.

N \angle °	R	R \angle °	N \angle °	R	R \angle °	N \angle °	R	R \angle °
-9°	0	0	+13	0,88	-2 1/4	+35	0,90	-7 3/4
-8	-0,09	-24 1/2	+14	0,89	-2 1/4	+36	0,90	-7 3/4
-7	-0,11	-20	+15	0,90	-2	+37	0,90	-8
-6	0,14	-16 1/2	+16	0,91	-2 1/2	+38	0,89	-8
-5	0,17	-14 1/2	+17	0,91	-3	+39	0,89	-8
-4	0,20	-12 1/2	+18	0,92	-3 1/2	+40	0,89	-8
-3	0,25	-11	+19	0,92	-4	+41	0,89	-8 1/4
-2	0,29	-9 1/4	+20	0,92	-4 1/2	+42	0,89	-8 1/4
-1	0,33	-8	+21	0,92	-4 3/4	+43	0,89	-8 1/4
+0	0,38	-7	+22	0,92	-5	+44	0,89	-8 1/4
+1	0,44	-6 1/2	+23	0,92	-5 1/4	+45	0,89	-8 1/2
+2	0,49	-6	+24	0,92	-5 1/4	+50	0,89	-8
+3	0,54	-5 1/2	+25	0,91	-5 3/4	+55	0,89	-7
+4	0,60	-5	+26	0,91	-6	+60	0,90	-6
+5	0,65	-4 3/4	+27	0,91	-6 1/4	+65	0,92	-5
+6	0,70	-4 1/2	+28	0,91	-6 1/2	+70	0,94	-4
+7	0,74	-4	+29	0,91	-6 3/4	+75	0,96	-3
+8	0,77	-3 1/2	+30	0,90	-7	+80	0,98	-2
+9	0,80	-3	+31	0,90	-7 1/4	+85	0,99	-1
+10	0,82	-2 3/4	+32	0,90	-7 1/2	+90	1,00	0
+11	0,85	-2 1/2	+33	0,90	-7 1/2			
+12	0,87	-2 1/2	+34	0,90	-7 3/4			

¹⁾ Der Tafel VIII des »Vogelflug« entnommen.

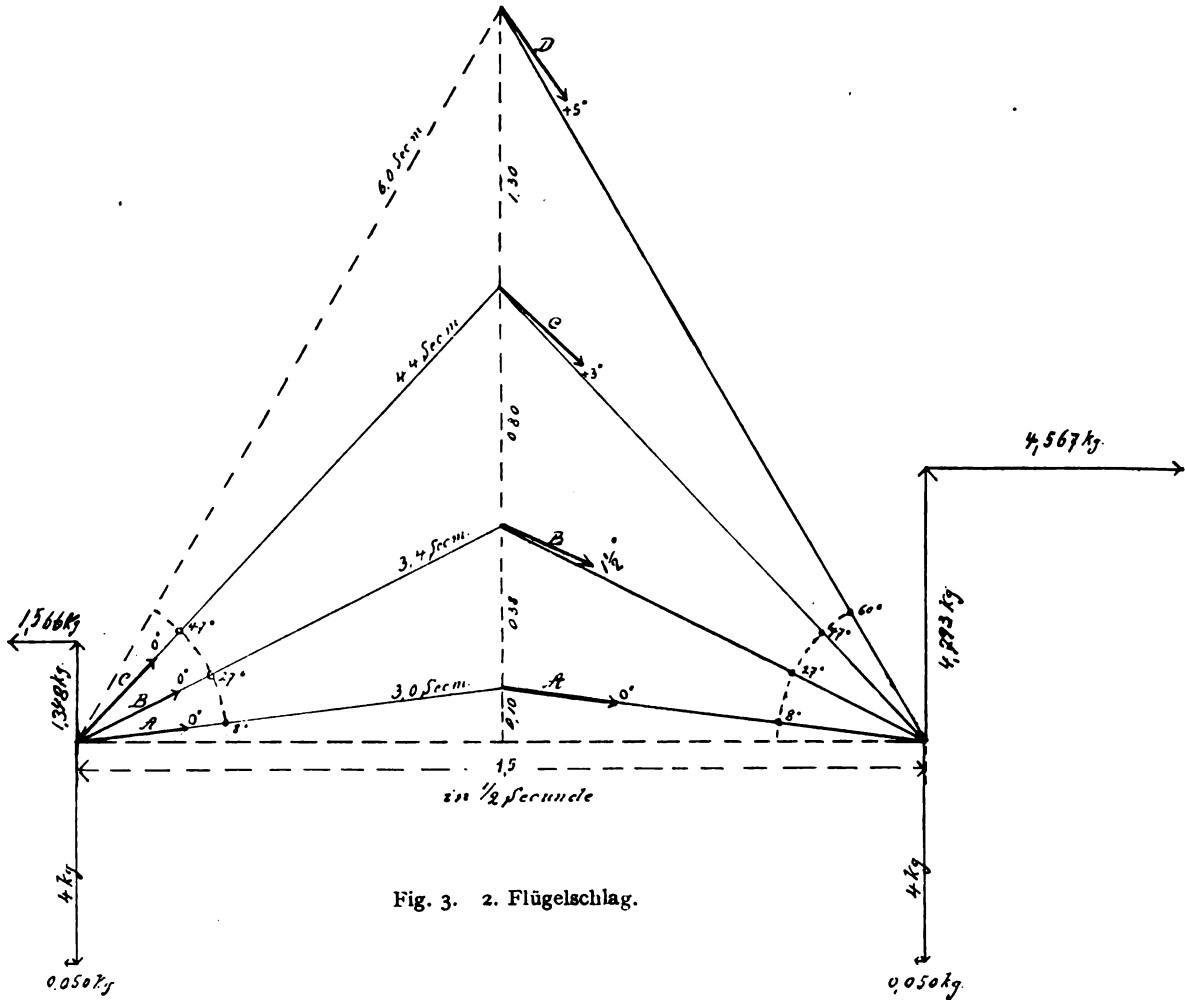


Fig. 3. 2. Flügelschlag.

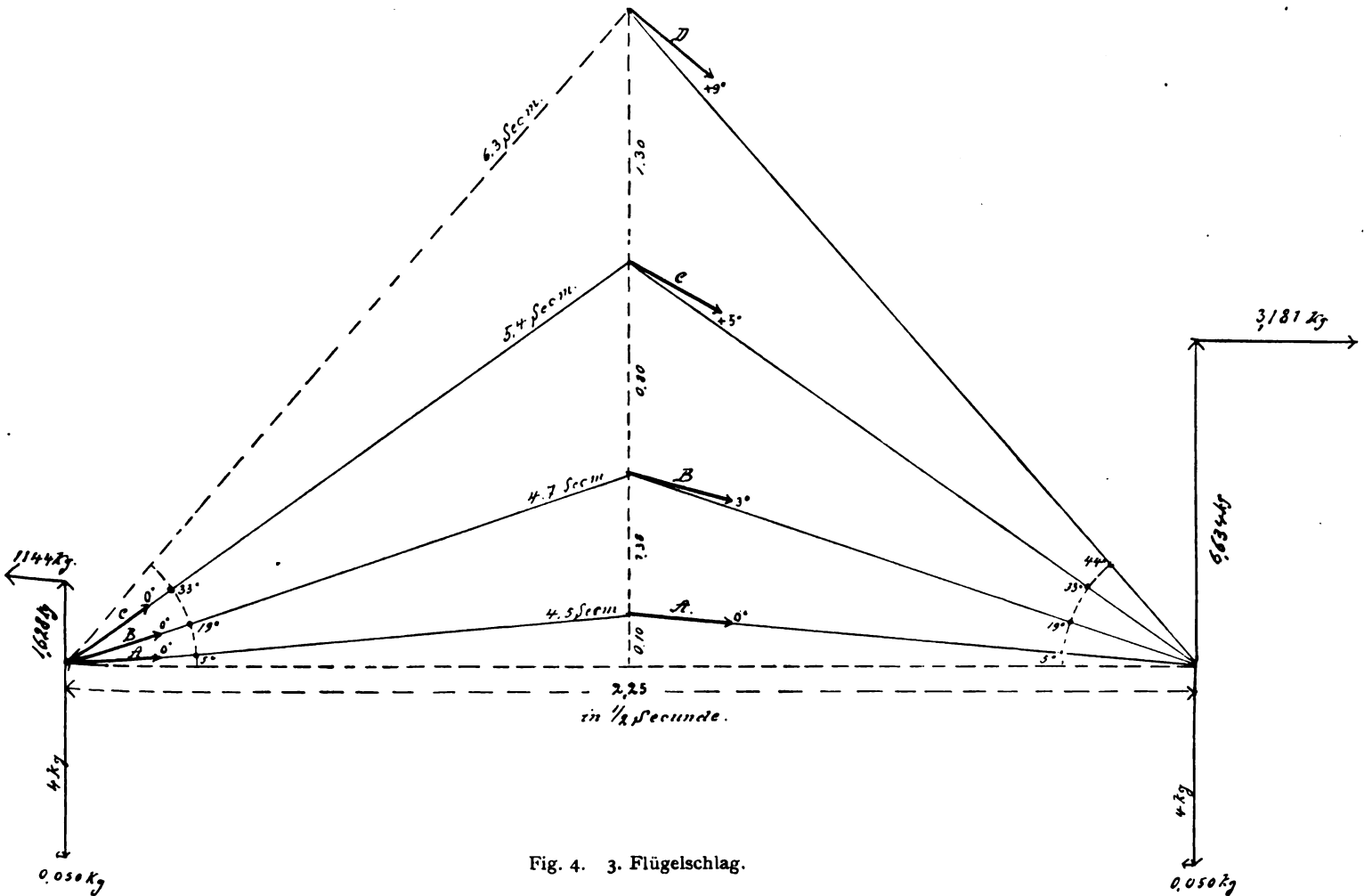


Fig. 4. 3. Flügelschlag.

Der Wert für K ist meinen neueren Messungen entsprechend mit 0,1 angenommen.

Die Größe der Schlagwirkung ist dem in Nr. 21 u. 22, 1915 dieser Zeitschrift veröffentlichten Diagramm Fig. 11 entnommen.

Die Größe der Schlagwinkel für die einzelnen Zeitabschnitte des Aufflugs ist aus den Fig. 2—8 zu ersehen.

Die Schlagbahn, welche eine mehr oder weniger steile Wellenlinie bildet, ist zur Vereinfachung als Zickzacklinie angenommen. Die Abweichungen der Wellenlinie vom Zickzack heben sich auf. Die in den Endteilen der Bahn geringere Neigung ist in der Mitte derselben um so steiler.

Die Sprünge werden die Energie des Storches stark beanspruchen und für die Flügelschläge nur einen Teil seiner äußersten Leistung übriglassen. Diese wird aber immerhin das Drei- bis Vierfache einer Dauerleistung betragen. Überhaupt ist der Flug bei Windstille für alle Vögel weit anstrengender als der Flug im Wind.

Schiffskapitäne haben mir mehrfach bestätigt, daß bei längerer Windstille im Mittelmeer sich häufig erschöpfte Vögel auf den Schiffen ausruhen. Der erste Offizier des Dampfers, auf welchem ich nach Brasilien fuhr, sagte mir, daß ein Fregattvogel nach einer Reihe windstillen Tage in großer Entfernung von der Küste sich auf dem Bugspriet niederließ und so erschöpft war, daß ein Matrose ihn mit der Hand ergreifen konnte. Es ist dies erklärlich, da die Fregatten keine Schwimmvögel sind, es bleibt denselben nur die Rast auf einem Schiff möglich, wenn sie sich ausruhen wollen.

Die Rechnung, welche auf nebenstehenden Tabellen 2 und 3 (S. 10-11) durchgeführt ist, zeigt, daß beim vierten Schlag keine Hilfe der Beine mehr erforderlich ist, sondern ein freier Flug stattfindet. Dies stimmt mit den Verhältnissen des wirklichen Aufflugs des Storches bei Windstille sehr gut überein.

Beim ersten Flügelschlag (Fig. 2) ist der Sprung mit 0,75 m angenommen. Der Niederschlag hebt den Storch noch nicht ganz. Trotz des gewaltigen Ausschlags der Flügel fehlen noch 0,36 kg zur Hebung seines Gewichtes von 4 kg.

Beim Aufschlag ist der Auftrieb nur 0,62 kg, es fehlen also 3,38 kg. Durch beide Schlagrichtungen wird aber ein Vorwärtzug von 4,4 kg erzeugt. Die Flügelspitze, also der mit D bezeichnete Flügelteil, wird während des Aufschlags so weit zurückgelegt, daß er für die Rechnung ausscheidet. Der zweite Flügelschlag (Fig. 3) wird durch den verstärkten Vortrieb und einen neuen Sprung die doppelte Länge, also 1,5 m, erreichen.

Jetzt überwindet der Niederschlag schon das Gewicht des Vogels mit einem Überschuß von 0,79 kg, aber beim Aufschlag bleiben noch 2,65 kg ungehoben. Die Vorwärtsbewegung erhält eine Beschleunigung von 2,9 kg.

Beim dritten Schlag (Fig. 4) wird der Storch seine ganze Kraft ausüben müssen, um vom Boden frei zu kommen. Der Sprung wird für die Beine nicht mehr viel Energie beanspruchen, aber ganz kann der Vogel darauf noch nicht verzichten. Er wird jetzt mit einer Geschwindigkeit von 2,25 m während des Schlages vorwärtskommen. Der Niederschlag

hebt diesmal 2,63 kg mehr, als das Gewicht beträgt. Dieser Überschuß kommt dem Aufschlag zugute, bei dem nur 2,37 kg ungehoben bleiben. Es verbleibt also ein Überschuß von 0,26 kg über das Storchgewicht, und außerdem er-

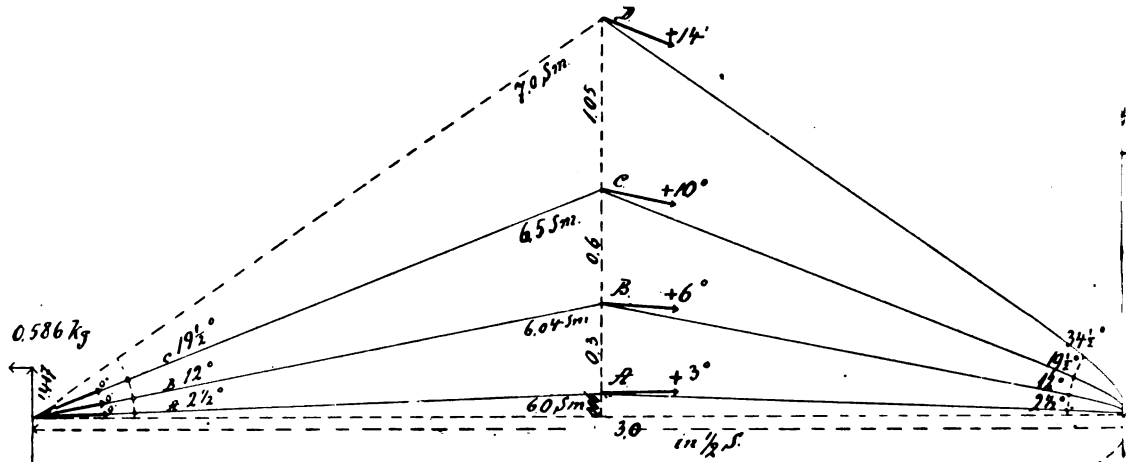


Fig. 5. 4. Flügelschlag.

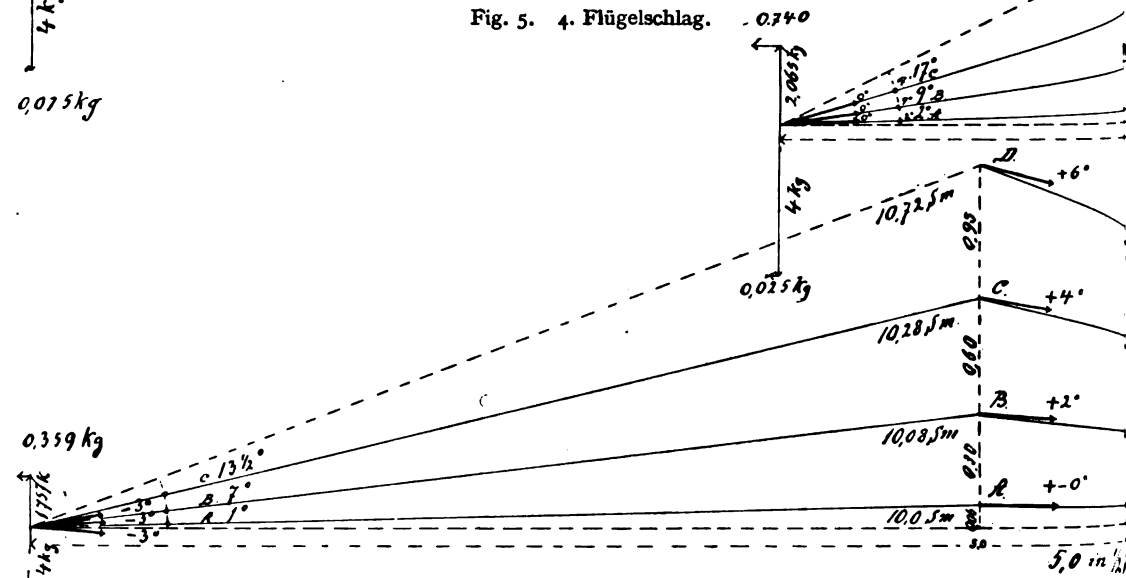


Fig. 6. 6. Flügelschlag.

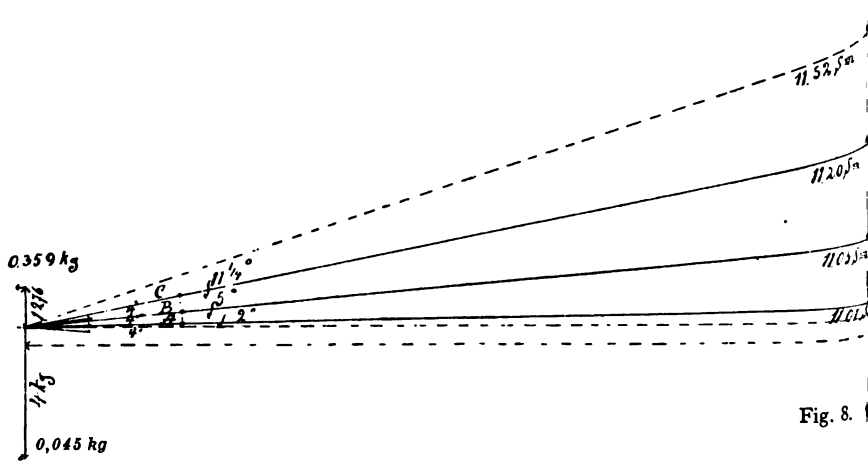


Fig. 8.

hält die Vorwärtsgeschwindigkeit eine Beschleunigung von 1,94 kg.

Die Arbeitsleistung betrug beim ersten Schlag also für 1/2 Sek. ohne die Arbeit der Beine 3,35 mkg = 6,7 mkg für 1 Sek., beim zweiten Schlag 7,86 mkg/sek und beim dritten Schlag 10,5 mkg/sek.

Jetzt hat aber der Storch freie Bahn. Seine Beine, welche vorher einen hemmenden Stirnwiderstand erzeugten, werden nun nach hinten ausgestreckt, und der Ausschlag kann ver-

mindert werden. Stirnwiderstand wird jetzt nur der durch Hals und Schnabel zugespitzte Rumpf verursachen.

Der vierte Schlag (Fig. 5) ist der erste freie Schlag, welcher mit 6 sek/m Vorwärtsgeschwindigkeit angenommen ist, gibt einen tragenden Überschub von 0,33 kg und einen Vortrieb von 0,87 kg. Die Arbeit sinkt infolge des geringeren Ausschlags auf 9,87 mkg/sek.

Beim fünften Schlag (Fig. 6) sinkt die Arbeitsleistung auf 7,7 mkg, weil wiederum der Flügelschlag sich verringert hat. Die flache Schlagbahn infolge der Vergrößerung der Vorwärtsbewegung auf 4 m während eines Schlages gestattet

trieb erhält eine weitere Vergrößerung bis zu 0,73 kg. Die Beschleunigung des Vortriebs sinkt dagegen auf 0,04 kg.

Die Schlagwinkel der Flügelteile sind jetzt so gering, daß dieselben nicht mehr viel verringert werden können. Die beiden inneren Flügelteile A und B erzeugen selbst beim Niederschlag schon Rückwärtsdruck.

Bei 5,5 m Länge des Flügelschlags überschreitet der Storch sein Maximum der Vorwärtsgeschwindigkeit. Bei der Kräfteberechnung der Fig. 8, bei der für den Aufschlag der ganze Flügel schon 4° unter die Schlagrichtung neigt, um den Rückwärtsdruck einmal durch Verminderung der Resultierenden und dann auch durch Verringerung der Druckrichtungswinkel die rückwärts gerichtete Komponente möglichst klein zu erhalten, überschreitet dennoch der Rückwärtsdruck des Aufschlags den Vortrieb des Niederschlags um 0,08 kg bei steigender Arbeitsleistung.

Die sekundliche Arbeit bei 10 m/sek beträgt 7,90 mkg/sek, welche der Storch bei Windstille fliegend leisten muß. Er kann den Flug aber durch Pausen in den Flügelschlägen sich leichter machen, denn es verblieb ihm noch ein hebender Überschub von 0,73 kg.

Solche Gleitflüge werden vom Storch beim Fluge in Windstille tatsächlich eingelegt, wie jeder Vogelbeobachter bestätigen wird.

Bei einer weiteren Vermehrung der Vorwärtsgeschwindigkeit mit demselben Ausschlagwinkel sinkt der Vorwärtszug des Niederschlags bei gleichzeitigem Wachsen des Rückwärtsdruckes des Aufschlags, so daß der Rückwärtsdruck den Vorwärtszug übersteigt. Der Flug kann also nicht mehr schneller werden, es sei denn, daß der Ausschlag wieder vergrößert wird. Hiermit erhöht sich aber die Arbeitsleistung entsprechend.

Beachtet man, wie die Schlagwirkung gerade die Wirkung der Flügelspitze beeinflusst, so wird es sehr erklärlich, weshalb die

Vögel auf die Schwungfedern am meisten angewiesen sind. Während bei der Mauser von den Federn des Ober- und Unterarms mehrere Federn gleichzeitig fehlen können, ohne das Flugvermögen wesentlich zu beeinträchtigen, wechseln die Schwungfedern nur einzeln. Der Verlust dreier Schwungfedern macht das Fliegen bei Windstille unmöglich.

Ganz so schwer, wie es aus meinen Berechnungen hervorgeht, wird es Meister Langbein wohl nicht haben. Es herrscht in einiger Höhe selten totale Windstille, und das Vogelflügelprofil wird auch wohl unseren Meßflächen noch überlegen sein.

In Fig. 9 habe ich den Flügelausschlag, wie er sich aus der Berechnung ergibt, skizziert, und ich glaube, den Eindruck der Wahrscheinlichkeit dadurch erreicht zu haben.

Auf meiner letzten Seereise habe ich mein besonderes Augenmerk auf die Ausschlaggröße der Mövenflügel unter den verschiedensten Umständen gerichtet und die große Differenz des Ausschlagwinkels zwischen 30 und 90° feststellen können. Mareys Möve zeigt sogar noch einen größeren Ausschlagwinkel, was nicht zu verwundern ist, da der gängigste Vogel seinen Flug in dem dunklen Versuchsraum nach der Lichtöffnung auf das alleräußerste beschleunigt haben wird.

Es ist sehr natürlich, wenn der Aufflug von der Ebene bei Windstille die Normalleistung des Vogels um das Zweibis Dreifache übersteigt. Auch der Mensch kann für kurze

99 kg
→

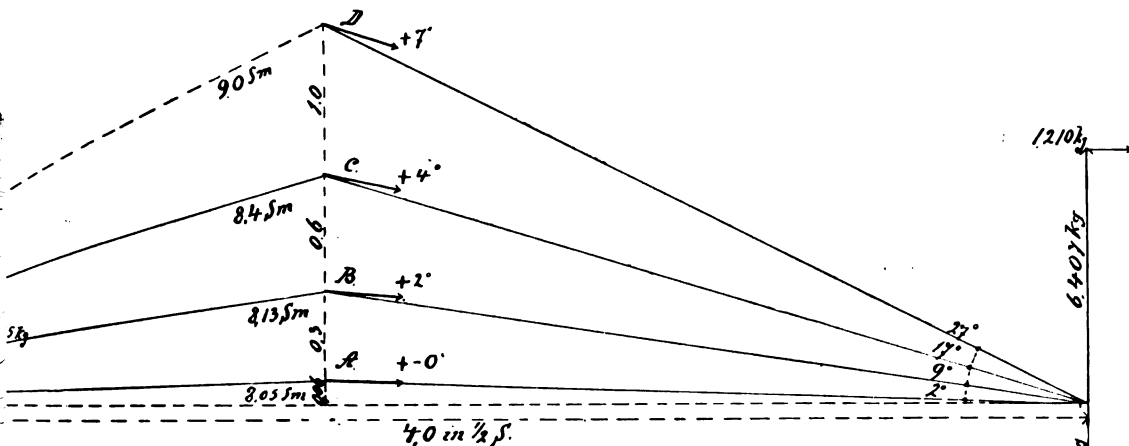
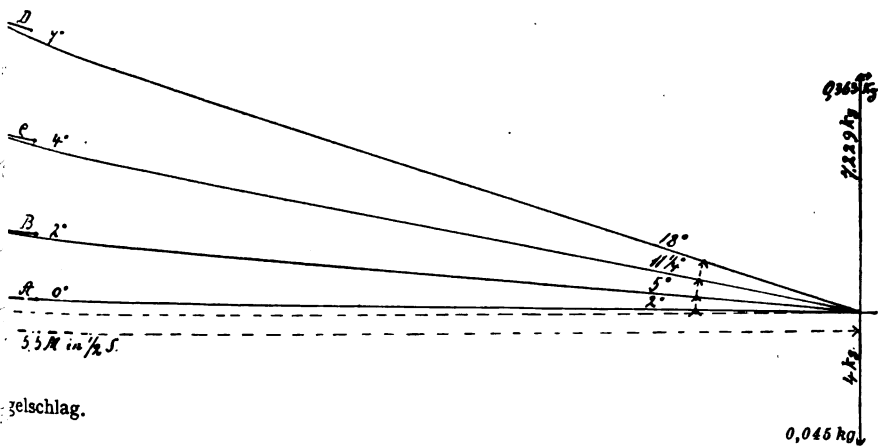
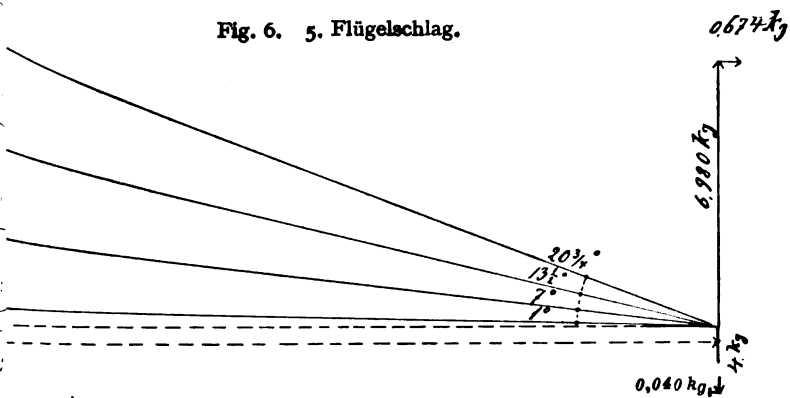


Fig. 6. 5. Flügelschlag.



eine viel flachere Winkelstellung der Flügel zur Bahnrichtung und dadurch günstigere Verhältnisse für den Auftrieb. Dieser ist jetzt 0,47 kg, wodurch noch immer das Steigen anhält. Der Vortrieb erhält auch noch eine Beschleunigung von 0,42 kg.

Der Vogel wird nun wohl mehrere solcher Schläge ausführen, da ihm vor allem ein weiteres Steigen nützt. Es vermehrt sich aber auch gleichzeitig die Vorwärtsgeschwindigkeit weiter bald zu 5 m bei jedem Schlag' oder zu 10 m/sek. Jetzt bilden seine Flügelschläge das Diagramm Fig. 7. Der Auf-

Flügelschlag.

Tabelle 2.
1. Flügelschlag. Sprunglänge 0,75 m. Schlagdauer 0,5 Sek.

		V	F	K	S	W	L	N	C	R	R	L	T	H	h	a
		m	m ²	kg	o	x	kg	o	o	kg	o	kg	kg	kg	m	mkg
Niederschlag	A	1,52	0,122	0,1	15	2,8	0,078	0	0,38	0,029	-7	8	0,028	0,004	0,10	0,002
	B	2,08	0,134	0,1	44	13,6	0,786	2	0,49	0,379	-6	36	0,306	0,222	0,38	0,071
	C	3,60	0,152	0,1	66	18,8	3,684	5	0,65	2,394	-4 1/4	56 1/4	1,323	1,994	0,80	0,326
	D	5,52	0,092	0,1	75	19,5	5,465	9	0,80	4,368	-3	63	1,980	3,895	1,30	0
													+ 3,637	+ 6,115		0,399
													- 4,000	- 0,950		0,399
													- 0,363	+ 6,065		0,399
													- 3,379	- 1,628		0,399
													- 8,742	+ 4,437		0,399
																0,399
																0,399

Gewicht und Stirnwiderstand = 3,750 Arbeit des Niederschlags
 Wirkung des Niederschlags = 0,399 Arbeitsgewinn des Aufschlags
 Wirkung des Aufschlags = 3,351 Arbeit während eines Schlags
 Wirkung des 1. Schlags = 6,702 Arbeit während einer Sekunde

2. Flügelschlag.

		V	F	K	S	W	L	N	C	R	R	L	T	H	h	a
		m	m ²	kg	o	x	kg	o	o	kg	o	kg	kg	kg	m	mkg
Niederschlag	A	3,0	0,122	0,1	8	1,7	0,186	0	0,38	0,070	-7	1	0,069	0,001	0,10	0,006
	B	3,4	0,134	0,1	27	6,4	0,991	1 1/2	0,46	0,453	-6 1/2	19	0,428	0,149	0,38	0,118
	C	4,4	0,152	0,1	47	14,8	4,354	3	0,54	2,349	-5 1/2	38 1/2	1,836	1,461	0,80	0,776
	D	6,0	0,092	0,1	60	17,9	5,928	5	0,65	3,850	-4 1/4	50 1/4	2,460	2,956	1,30	0
													+ 4,793	+ 4,597		0,900
													- 4,000	- 0,950		0,900
													- 0,793	+ 4,517		0,900
													- 2,652	- 1,616		0,900
													- 1,859	+ 2,901		0,900
																0,900

Gewicht und Stirnwiderstand = 4,834 Arbeit des Niederschlags
 Wirkung des Niederschlags = 0,900 Arbeitsgewinn des Aufschlags
 Wirkung des Aufschlags = 3,934 Arbeit während eines Schlags
 Wirkung des 1. Schlags = 7,868 Arbeit während einer Sekunde

3. Flügelschlag.

		V	F	K	S	W	L	N	C	R	R	L	T	H	h	a
		m	m ²	kg	o	x	kg	o	o	kg	o	kg	kg	kg	m	mkg
Niederschlag	A	4,5	0,122	0,1	5	1,5	0,370	0	0,38	0,140	-7	2	0,139	0,004	0,10	0,013
	B	4,7	0,134	0,1	19	3,8	1,124	3	0,54	0,606	-5 1/2	10 1/2	0,595	0,110	0,38	0,145
	C	5,4	0,152	0,1	33	8,6	3,811	4	0,65	2,477	-4 1/4	23 1/4	2,273	0,975	0,80	0,887
	D	6,3	0,092	0,1	44	13,6	4,965	9	0,80	3,971	-3	32	3,367	2,100	1,30	0
													+ 6,634	+ 3,181		1,045
													- 4,000	- 0,950		1,045
													+ 2,634	+ 3,131		1,045
													- 2,372	- 1,194		1,045
													+ 0,262	+ 1,947		1,045
																1,045

Gewicht und Stirnwiderstand = 6,334 Arbeit des Niederschlags
 Wirkung des Niederschlags = 1,045 Arbeitsgewinn des Aufschlags
 Wirkung des Aufschlags = 5,289 Arbeit während eines Schlags
 Wirkung des 1. Schlags = 10,578 Arbeit während einer Sekunde

4. Flügelschlag.

		V	F	K	S	W	L	N	C	R	R	L	T	H	h	a
		m	m ²	kg	o	x	kg	o	o	kg	o	kg	kg	kg	m	mkg
Niederschlag	A	6,0	0,122	0,1	2 1/2	1	0,492	3	0,54	0,237	-5 1/2	6	0,235	0,024	0,06	0,010
	B	6,04	0,134	0,1	12	2,2	1,073	6	0,70	0,752	-4	2	0,751	0,015	0,30	0,115
	C	6,50	0,152	0,1	19 1/2	3,9	2,504	10	0,80	2,003	-2 3/4	6 3/4	1,986	0,234	0,60	0,510
	D	7,00	0,092	0,1	34 1/2	9,2	4,147	14	0,87	4,147	-2 3/4	17 1/4	3,943	1,264	1,05	0
													+ 6,915	+ 1,489		0,635
													- 4,000	- 0,950		0,635
													+ 2,915	+ 1,474		0,635
													- 2,583	- 0,601		0,635
													+ 0,332	+ 0,873		0,635
																0,635

Gewicht und Stirnwiderstand = 5,570 Arbeit des Niederschlags
 Wirkung des Niederschlags = 0,635 Arbeitsgewinn des Aufschlags
 Wirkung des Aufschlags = 4,935 Arbeit während eines Schlags
 Wirkung des 1. Schlags = 9,870 Arbeit während einer Sekunde

Tabelle 3.
5. Flügelschlag. Schlagdauer 0,5 Sek.

	V	F	K	S	W	L	N	C	R	R	L	T	H	h	a
	m	m ²	kg	o	x	kg	o	kg	kg	o	o	kg	kg	m	mkg
A	8,05	0,122	0,1	2	1	0,790	0	0,37	0,300	— 7	— 5	+ 0,298	— 0,026	0,06	0,017
B	8,13	0,134	0,1	9	1,8	1,593	2	0,49	0,796	— 6	— 1	+ 0,795	+ 0,013	0,30	0,174
C	8,4	0,152	0,1	17	3,2	3,427	4	0,60	2,056	— 5	— 8	+ 2,035	+ 0,285	0,60	0,712
D	9,0	0,092	0,1	27	6,2	4,619	7	0,74	3,413	— 4	— 16	+ 3,279	+ 0,938	1,00	0
Gewicht und Stirnwiderstand															
												+ 6,407	+ 1,210		
												— 4,000	— 0,025		
												+ 2,407	+ 1,185		
												— 1,935	— 0,705		
												+ 0,472	+ 0,420		
4,755 Arbeit des Niederschlags															
0,903 Arbeitsgewinn des Aufschlags															
3,852 Arbeit während eines Schlags															
× 2															
7,704 Arbeit während einer Sekunde															

6. Flügelschlag.

	V	F	K	S	W	L	N	C	R	R	L	T	H	h	a
	m	m ²	kg	o	x	kg	o	kg	kg	o	o	kg	kg	m	mkg
A	10,0	0,122	0,1	1	1	0,220	0	0,38	0,463	— 7	— 6	+ 0,460	— 0,048	0,06	0,018
B	10,08	0,134	0,1	7	1,6	2,177	2	0,49	1,066	— 6	— 1	+ 1,066	— 0,018	0,30	0,157
C	10,28	0,152	0,1	13 1/2	2,5	4,012	4	0,60	2,407	— 5	— 4 1/2	+ 2,397	+ 0,187	0,60	0,559
D	10,72	0,092	0,1	20 3/4	4,2	4,443	6	0,70	3,110	— 4 1/2	— 10 1/2	+ 3,057	+ 0,553	0,95	0
Gewicht und Stirnwiderstand															
												+ 6,980	+ 0,674		
												— 4,000	— 0,040		
												+ 2,980	+ 0,634		
												— 2,243	— 0,594		
												+ 0,787	— 0,040		
4,688 Arbeit des Niederschlags															
0,734 Arbeitsgewinn des Aufschlags															
3,954 Arbeit während eines Schlags															
× 2															
7,908 Arbeit während einer Sekunde															

7. Flügelschlag.

	V	F	K	S	W	L	N	C	R	R	L	T	H	h	a
	m	m ²	kg	o	x	kg	o	kg	kg	o	o	kg	kg	m	mkg
A	11,01	0,122	0,1	2	1	1,477	0	0,38	0,561	— 7	— 5	+ 0,556	— 0,048	0,05	0,012
B	11,05	0,134	0,1	5	1,5	2,454	2	0,49	1,202	— 6	— 3	+ 1,199	— 0,002	0,25	0,101
C	11,20	0,152	0,1	11 1/4	2,05	3,907	4	0,60	2,344	— 5	— 2 1/4	+ 2,341	+ 0,091	0,55	0,343
D	11,52	0,092	0,1	18	3,5	4,270	7	0,74	3,159	— 4	— 7	+ 3,133	+ 0,382	0,90	0
Gewicht und Stirnwiderstand															
												+ 7,229	+ 0,363		
												— 4,000	— 0,045		
												+ 3,229	+ 0,318		
												— 2,724	— 0,404		
												+ 0,505	— 0,086		
4,432 Arbeit des Niederschlags															
0,456 Arbeitsgewinn des Aufschlags															
3,976 Arbeit während eines Schlags															
× 2															
7,952 Arbeit während einer Sekunde															

Da Rückwärtsdruck entsteht, ist die Grenze der Geschwindigkeit überschritten.

Zeit das Drei-, ja Vierfache der dauernd möglichen Arbeit leisten, z.B. beim schnellen Ersteigen einer Treppe oder eines Berges. In dieser Beziehung habe ich selbst versucht, was ich beim Ersteigen einer Treppe leisten konnte.

Zu einer Anhöhe, auf welcher in Rio ein Wasserreservoir liegt, führt eine Bergtreppe, deren zementierte Stufen 25 cm Steigung haben. Es sind 83 Stufen in einem Lauf. Die Steigung ist im ganzen 20,75 m. Ein Geländer ist nicht vorhanden. Die Treppe steigt in einem Winkel von 45° an. Ohne weitere Übung erstieg ich die Treppe in 26 1/2 Sek. Mein Gewicht betrug 80,5 kg. Ich leistete also in einer Sekunde $20,75 \cdot 80,5 = 63 \text{ mkg} = 0,84 \text{ PS}$.

Ich bin überzeugt, ein junger Mann wird mehr leisten können als ich mit 64 Jahren. Durch einige Übung würde er es wohl auf 1 PS bringen können. Dies wäre die vierfache Leistung einer menschlichen Dauerleistung.

Der Flug bei Windstille bildet für den Vogel die Ausnahme. Bei einem Flug im Winde sinkt die erforderliche Arbeit ganz beträchtlich. Eine Rechnungslegung hierüber mag einer späteren Besprechung vorbehalten bleiben.

Für den Stirnwiderstand des Storchkörpers habe ich den Widerstand eines an beiden Enden schlank zugespitzten Körpers von 8 · 10 cm Querschnitt angenommen unter Berücksichtigung der jeweiligen Geschwindigkeit.

Ich möchte zum Schluß noch auf die als gleichmäßig angenommene Zeitverteilung für den Auf- und Niederschlag hinweisen. Von der aufliegenden Taube wissen wir durch das gleichmäßige Geräusch der oben und unten zusammenschlagenden Flügel, daß Auf- und Niederschlag gleich schnell geschehen. Die Vermehrung des Luftwiderstandes durch die Schlagwirkung, abhängig von der Größe der Schlagwinkel, würde eine starke Vermehrung der rückwärts gerichteten Komponente, welche beim Aufschlag entsteht, zur Folge haben, wenn der Schlagwinkel des Aufschlags größer wäre als beim Niederschlag.

Durch meine speziellen Beobachtungen des Fluges großer Möven und Seevögel habe ich feststellen können, daß bei einem Fluge bei Windstille tatsächlich Auf- und Niederschlag in gleichem Tempo geschehen. Die photographischen Auf-

nahmen der Mareyschen Möven, Tauben, Enten und anderer Vögel waren in einem windgeschützten Raum vorgenommen worden und zeigen sämtlich eine gleiche Zeitverteilung zwischen Auf- und Niederschlag.

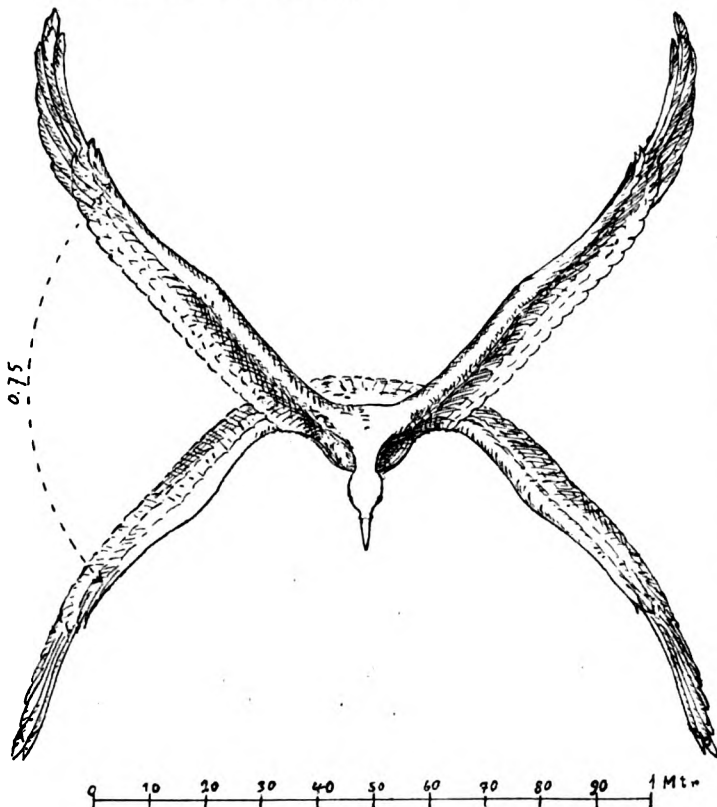


Fig. 9. Flügelausschlag des Storches bei Windstille.

Erst wenn die Schlagwinkel so klein werden, daß eine druckvermehrnde Schlagwirkung nicht mehr eintritt, kann der Vogel die Flügel schneller heben als niederschlagen und dadurch eine Arbeitersparnis bewirken, wie im »Vogelflug«, Kapitel 17, von meinem Bruder speziell hervorgehoben wurde.

Auch hiermit stimmen die Vogelflugbeobachtungen überein. Der Storch bietet hierfür ein sehr gutes Beobachtungsobjekt, bei dem die Ungleichheit beim Fluge im Wind gut zu erkennen ist.

Durch Beobachtungen an gezähmten Vögeln unter kinematographischer Aufnahme ließe sich hierfür wertvolles Material sammeln.

Berechnung des Luftwiderstandes für die Flügelschläge des Storches beim Aufflug in Windstille.

Erklärung der Zeichen.

- A, B, C, D = Flügelteile nach Fig. 1 für beide Flügel.
 v = Sek.-Geschwindigkeit.
 F = Flächengröße.
 K = Koeffizient des Normaldruckes bei 15°C .
 $S \angle$ = Schlagwinkel.
 W = Schlagwirkung.
 $N \angle$ = Neigung der Fläche zur Schlagbahn.
 C = Koeffizient entsprechend dem $N \angle$ in Prozenten von K .
 R = Resultante des Luftwiderstandes = $L \cdot C$.
 $R \angle$ = Richtung von R zur Sehne der Flächenwölbung.
 $L \angle$ = Richtung von R zur Lotrechten = $S \angle + N \angle + R \angle$.
 $+$ = vorwärts.
 $-$ = rückwärts.
 T = Tragende Komponente = $\cos L \angle \cdot R$.
 H = Hemmende — resp. treibende $+$ Komponente' = $\sin L \angle \cdot R$.
 L = $F \cdot v^2 \cdot K \cdot W$.
 h = Senkrechter Weg des Ausschlags.
 a = Arbeit = $T \cdot h$.

Über die Verwendung der kolloiden Lösung des Vanadinpentoxyds bei hydrodynamischen Untersuchungen.

Von H. Dieselhorst und H. Freundlich.

Für die Aufklärung hydrodynamischer Fragen dürfte vielleicht die von uns näher untersuchte¹⁾ wäßrige kolloide Lösung des Vanadinpentoxyds nützliche Verwendung finden können. Diese Flüssigkeit zeichnet sich dadurch aus, daß sie in Bewegung versetzt stark doppelbrechend wird; betrachtet man zwischen gekreuzten Nicols die Stromlinien in einer zur Verbindungslinie der Nicols senkrechten Ebene, so sind diejenigen Stromfäden dunkel, die in die Schwingungsrichtungen der beiden Nicols fallen; alle Stromfäden, die in einem Winkel zu diesen stehen, werden hell, am hellsten die unter einen Winkel von 45° stehenden. Die Erscheinung ist beschränkt auf solche Stromlinien, die Geschwindigkeitsunterschiede gegen die benachbarten Stromlinien besitzen. Man kann also Schlieren, Wirbel usw. im polarisierten Licht deutlich erkennen²⁾.

Die kolloide Lösung kann sehr verdünnt genommen werden; ein Gehalt von 1 g Vanadinpentoxyd im Liter genügt vollauf. Die Flüssigkeit ist dann nicht zäher als Wasser. Auch die Herstellung ist sehr einfach: Man reibt das käufliche Ammonvanadat mit verdünnter Salzsäure in einer Reibschale, wobei sich das rote Vanadinpentoxyd ausscheidet, und wäscht dann mit destilliertem Wasser aus, am besten, indem man in einem Becherglas abhebert. Die zuerst abgeheberte Flüssigkeit ist farblos, beim weiteren Waschen wird sie gelb. Man läßt noch etwa zweimal das gefärbte Wasser abfließen und schüttelt darauf das verbleibende Vanadinpentoxyd mit der gewünschten Menge Wasser in einer Flasche; es verteilt sich rasch zur gewünschten, schön braunrot gefärbten kolloiden Lösung. Sie ist Monate, ja Jahre lang haltbar.

Die Notwendigkeit, in polarisiertem Licht arbeiten zu müssen, könnte das Bedenken erwecken, das Beobachtungsfeld möchte zu klein werden. Aber man braucht ja keine Polarisationsvorrichtung mit zwei Nicols zu nehmen, sondern kann einen Polarisationsapparat nach Nörrenberg verwenden mit einer Glasplatte als Polarisator und so ein recht breites Gesichtsfeld erzielen.

Ausstellungen.

In Berlin findet gegenwärtig in den »Ausstellungshallen am Zoo« eine »Kriegs-Ausstellung« statt.

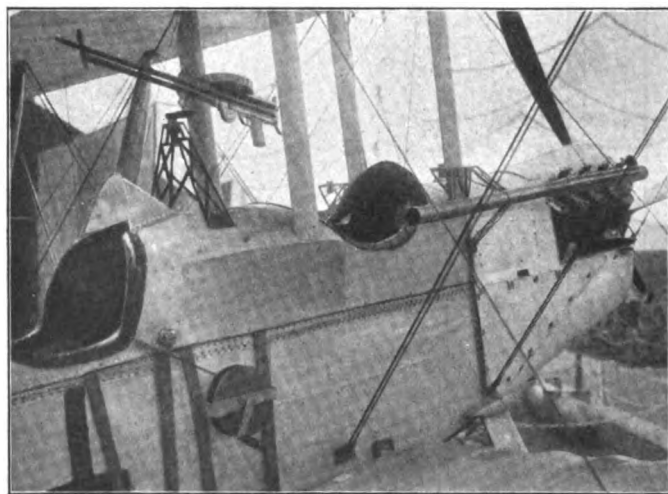


Fig. 1.

¹⁾ Dieselhorst, Freundlich und Leonhardt, Elster-Geitel-Festschrift S. 453 (1915); ferner Phys. Zeitschr. 16, 419 (1915).

²⁾ Beim Fließen durch ein Rohr von rechteckigem Querschnitt ($8 \times 1 \text{ mm}$) war z. B. deutlich zu erkennen, daß die Strömung nicht durchaus dem Poiseuille'schen Zustand entsprach, sondern z. T. turbulent war; bei einem engeren, gleichfalls rechteckigen Rohr ($8 \times 0,5 \text{ mm}$) schien dagegen die Strömung durchweg dem genannten Zustand zu entsprechen.

In dieser Ausstellung ist Kriegsmaterial aller Art ausgestellt. Besonders interessant ist die Ausstellung der eroberten Waffen und Flugzeuge. Wegen der beschränkten Raumverhältnisse konnten nur wenige der von uns eroberten Flugzeuge hier gezeigt werden.

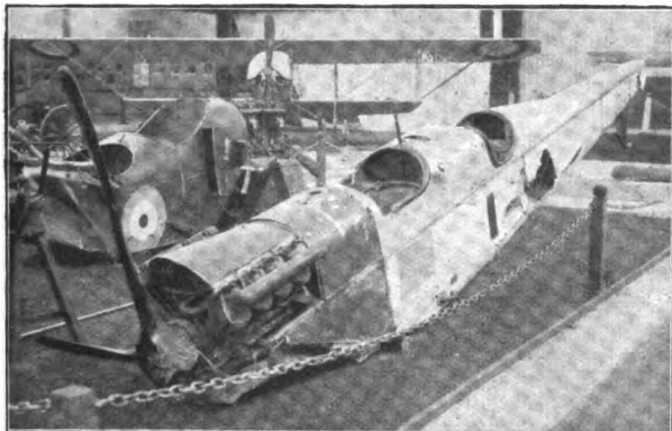


Fig. 2.

Von den beistehenden Bildern zeigt Fig. 1 ein erobertes englisches Flugzeug mit luftgekühltem Maschinengewehr, das auf einem Bock zwischen den beiden Sitzen angebracht ist. Das Flugzeug ist mit Apparaten für drahtlose Telegraphie ausgerüstet und ist rechts am Rumpf die Trommel zum Aufwinden der Antenne sichtbar. Der Motor ist ein luftgekühlter 8-Zylindermotor, ähnlich der Konstruktion von Renault, jedoch ohne Ventilator, da der Motor vom Propellerluftstrom bestrichen wird. Dieser Motor wird von der englischen Daimler-Gesellschaft gebaut. Er leistet ca. 94 PS. — Fig. 2 zeigt im Hintergrund ein erobertes französisches Caudron-Flugzeug und vorn die Rümpfe von zwei Flugzeugen (französischen Farman und englischen B. E.-Doppeldecker).

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. W. 42331. Flugzeug, dessen Tragflächen um in der Flugrichtung liegende Achsen schwingbar angeordnet sind. Wilhelm Weiger, Mülheim a. Rh., Deutzerstr. 160. A 19. 5. 13. E 13. 2. 16.

77h. S. 40839. Brennstoffbehälter für Luftfahrzeuge. Franz Sauerbier, Berlin, Forsterstr. 5—6. A 11. 12. 13. E 16. 2. 16.

77h. L. 43043. Propeller für Luftfahrzeuge. Max Lange, Leipzig-Gohlis, Lothringerstr. 34. A 17. 3. 15. E 20. 2. 16.

77h. F. 39351. Bombenabwurfvorrichtung für Flugzeuge. Hermann M. Fremery, Berlin-Johannisthal. A 26. 2. 14. E 23. 2. 1916.

77h. D. 31933. Tragflächenbefestigung an Flugzeugen Deutsche Flugzeugwerke, G. m. b. H., Lindenthal b. Leipzig. A 28. 7. 15. E 23. 2. 16.

77h. P. 32047. Flugzeug mit einem Kopf- und einem Schwanzsteuer; Zus. z. Anm. P. 30500. Fedor v. Perbandt, Berlin-Friedenau, Rheingastr. 21. A 4. 12. 13. E 28. 2. 16.

77h. W. 45379. Schwimmergestell für Flugzeuge, bei dem die Schwimmer federnd mit dem Gestell verbunden sind. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 11. A 11. 10. 12. E 28. 2. 1916.

77h. Gr. 5. Sch. 48922. Bajonettförmige Befestigung von Tragdeckenholmen für Flugzeuge. Gustav Schulze, Burg bei Magdeburg. A 5. 8. 15. E 6. 3. 16.

77h. Gr. 4. C. 24787. Muffenverbindung für Rohrteile, insbesondere Rohrgerippe für Luftschiffe, Flugzeuge u. dgl. Adolphe Clément-Bayard, Levallois-Perret, Seine, Frankr. A 31. 3. 14. Frankreich 8. 4. 13. E 10. 3. 16.

46c. R. 42189. Federanordnung für die Ventile von Verbrennungskraftmaschinen mit radial gestellten Zylindern. Hugo Reik, Wien; 31. 7. 1915. Österreich A 24. 7. 15. E 23. 2. 16.

46a. P. 33735. Antrieb für Kraftmaschinen mit kreisenden Zylindern. Arthur James Paige, Indianapolis (V. St. A.). A 31. 1. 14. V. St. Amerika 5. 7. 13. E 13. 2. 16.

Patenterteilungen.

77h. Gr. 5. 290120. Durch Propeller angetriebenes Luftfahrzeug mit als Vorlegewelle ausgebildeter Propellerwelle. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. 11. 1. 13. D. 28177.

77h. Gr. 5. 290121. Einrichtung zum Verbinden und Lösen von Spanndrähten und -bändern bei Luftfahrzeugen. Jacob Lohner & Co., Wien. 19. 4. 13. L. 36486. Österreich 24. 2. 13.

77h. Gr. 5. 290149. Vorrichtung zum selbsttätigen Verwinden der schwenkbaren Flügel an Flugzeugen mit veränderlicher Spannweite. Ludwig Schmidl, Wiener-Neustadt. 31. 5. 13. Sch. 44018. Österreich 20. 6. 12.

77h. Gr. 6. 290122. Blechbeschlag für Luftschrauben. Christian Lorenzen, Neukölln, Münchenerstr. 46. 22. 12. 14. L. 42815.

77h. 289872. Benzinbehälter für Flugzeuge mit im Innern desselben in einem Ansatzstutzen eingebauter Benzinpumpe. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. A 30. 6. 14. Sch. 47462.

77h. 289983. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge mit um senkrechte Achsen beweglichen Fühlflächen zur Verstellung der Steuerung; Zus. z. Pat. 287829. Adolf Sprater, Neustadt a. d. H. A 9. 8. 12. S. 36933.

77h. 290072. Wasserflugzeug. Frau Melli Beese-Boutard, Berlin-Johannisthal, Kaiser Wilhelmstr. 3/5. A 27. 8. 13. B. 73720.

77h. 290073. Schwimmer für Wasserflugzeuge mit Einrichtung zum Ölen der See. Otto Holtz, Dieuze, Lothr. A 1. 4. 14. H. 65928.

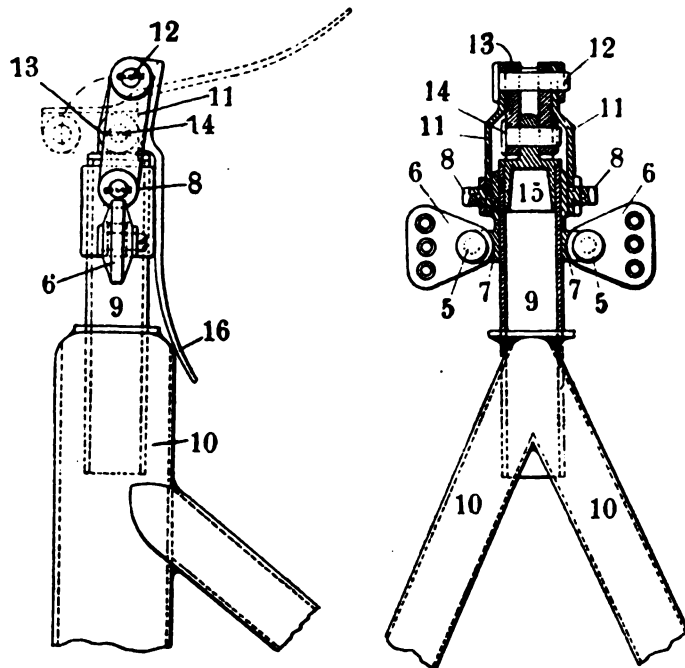
77h. 290074. Radfederung für Flugzeuge. Arthur Pufahl, Spaltenstein b. Fischbach, Bodensee. A 28. 3. 13. P. 30576.

77h. 289771. Flugzeug mit vier in Form eines Kreuzes zueinander gerichteten Tragflächen. Karl Otto Strümpel, Magdeburg, Schöne Eckstr. 13. A 15. 10. 13. St. 19035.

77h. 289798. Flächenausbildung für Luftfahrzeuge. Emil Sohn, Berlin-Johannisthal, Kaiser Wilhelmstr. 47. A 12. 7. 14. S. 42772.

Auszüge aus den Patentschriften.

284892. Vorrichtung mit einem am Spannmast drehbar gelagerten Hebel zum gemeinsamen Entspannen und Anziehen der Spanndrähte bei Flugzeugen. Automobil- und Aviatik A.-G. in Mülhausen, Els. — Um die gleichmäßige Spannung aller Drähte im Spannturm und darauf eine sichere Festlegung, ohne die Drähte ungleichmäßig zu beanspruchen, auszuführen, werden die Drähte an einem Schlitten des oberen Teiles des Spannturmes aufgehängt, dessen Verschiebung durch einen zweiarmigen Hebel mittels Lenker erfolgt.



Zu Nr. 284 892.

Die Drähte oder Drahtseile werden an den um die Zapfen 5 beweglichen Lappen 6 des Schlittens 7 befestigt, der auf dem Rohre 9 des Spannturmes 10 verschiebbar ist. Am Zapfen 8 des Schlittens drehbare Lenker 11 sind durch einen Bolzen 12 mit dem Kopfende eines zweiarmigen Handhebels 13, 16 verbunden, der kippbar auf dem Oberteil 15 des Spannturmrohres 10 gelagert ist. In der tief-

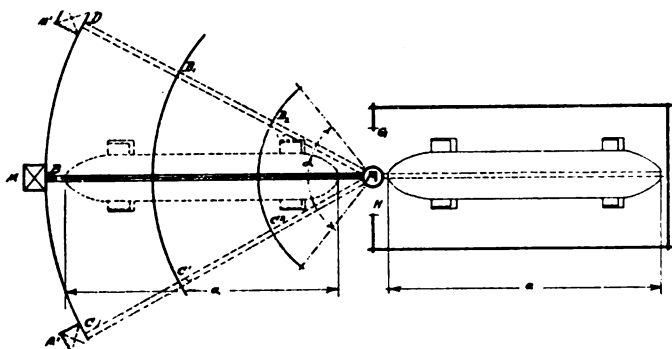
sten Lage des Schlittens 7, in der die Drähte entspannt sind, liegt der Handhebel 16, wie die punktierte Lage zeigt, fast wagrecht.

Zum Spannen der Drähte wird der Handhebel in die lotrechte Lage gebracht. Dabei kommt der Zapfen 12 etwas über die lotrechte Lage hinaus nach rechts, so daß ein unbeabsichtigtes Zurückgehen des Handhebels 16 in die wagrechte Lage nicht erfolgen kann.

Durch diese gleichzeitige, mit einem Ruck erfolgende Spannung und Entspannung aller die Flügel versteifenden Drähte wird die Zeit des Aufbaus und Abschlagens der Flugmaschinen wesentlich verkürzt. Da ferner die Totpunktlage des Hebels unbedingt überschritten wird und die Drähte beim Spannen immer gleichmäßig beansprucht werden, bietet diese Spannvorrichtung auch eine vollständige Sicherheit gegen das Zusammenklappen der Flügel.

284847. Einrichtung zum Herausbringen von Luftschiffen aus der Halle und zum Einführen in diese. — Georg Denk in München. — Das Luftschiff wird in Laufwagen befestigt, die in einem Gleise derart gelagert und bewegbar sind, daß das Luftschiff beim Verlassen der Halle oder Hineinbringen in diese zwangsläufig geführt wird.

Das zur Führung der Laufwagen dienende Gleise wird als Eisenbetonbalken ausgebildet, der ein derartiges Eigengewicht besitzt, daß ein Abheben, Kippen und Biegen durch den Auftrieb des Luftschiffes und die Kraft des Windes unmöglich gemacht ist. Der Eisenbetonbalken selbst besitzt mindestens die Länge des Luftschiffes und ist drehbar angeordnet, um das an die Laufwagen gefesselte Luftschiff in die jeweilige Windrichtung einstellen zu können.



Zu Nr. 284 847.

Zum Festhalten des Luftschiffes sind mindestens zwei Laufwagen erforderlich, die durch ein Drahtseil verbunden und gekuppelt sind und zweckmäßig durch Motorkraft mit dem Luftschiff dem Laufgehäuse entlang aus der Halle herausgezogen oder in diese hineingezogen werden, indem sich das Seil beispielsweise auf Trommeln mit Sperrvorrichtung aufwindet.

Zur Führung oder Unterstützung des Balkens A-B während der Drehung oder Einstellung in die jeweilige Windrichtung dienen Laufräder oder Rollen, die sich auf kreisförmigen Bahnen C-D, C¹-D¹, C²-D² bewegen.

Der Drehzapfen kann am inneren Ende A des Eisenbetonbalkens oder auch in dessen halber Länge angeordnet sein.

Wenn das Luftschiff, an den Laufwagen verankert, außerhalb der Halle sich befindet, stellt man das Ganze in die Windrichtung ein; das Loskuppeln des Luftschiffes braucht erst zu erfolgen, wenn die Motoren angetrieben und die Höhensteuer gestellt sind.

Als Vorteile der ganzen beschriebenen Einrichtung ergeben sich: Entbehrlichmachung von Bedienungsmannschaften, sichere Verankerung des Luftschiffes bis zum Aufstieg, rasche Landung und leichtes Einbringen in die Halle, Wegfall der teuren drehbaren Hallen, die Möglichkeit des Einbaus der Einrichtung in jeden Festungsrayon und Exerzierplatz als selbständige Anlage, ohne Schaffung eines merkbaren Zielobjektes, und Verminderung der Anlagekosten auf nur einen kleinen Teil des Preises für eine drehbare Halle.

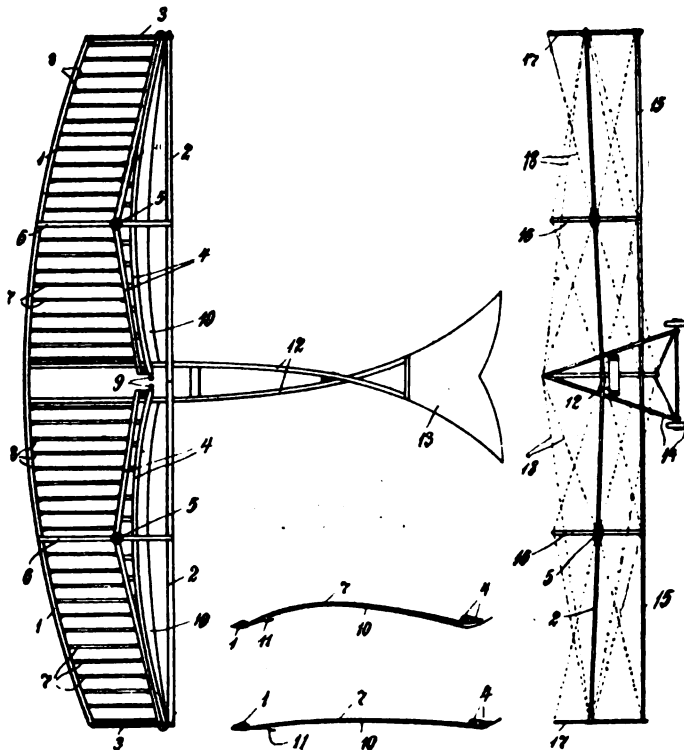
284786. Flugmaschine mit Schlagflächen, welche durch Formveränderung eine Schlagbewegung erzeugen. Adolf Hawerländer in Charlottenburg. — Die Gleit- oder Tragflächen bewirken gleichzeitig den Antrieb, indem ihnen eine schwingende Bewegung erteilt wird.

Das Schwingen oder Schlagen der Tragflächen bzw. ihrer Teile wird in der Form eines fortgesetzt in raschem Wechsel aufeinanderfolgenden Erhöhens und Erniedrigens der Flächenwölbung durchgeführt. Die Schlagwirkung ist hierbei leicht durchzuführen und kann infolge ihrer geringen Schwingungsweite nie zu Störungen der Stabilität führen. Außerdem ist durch die Veränderlichkeit der Wölbung die Möglichkeit gegeben, mit flachen Flächen von geringem Stürzwiderstand einen sehr flachen Gleitflug auszuführen, und da der

Druckmittelpunkt hierbei in die Fläche hineinrückt, ist auch die Stabilität dabei vorzüglich.

Ein günstiger Weg zur Veränderung der Flächenwölbung ist die Verschiebung eines Endes jeder Flächenrippe in etwa wagrecht Längsrichtung, und zwar wird zweckmäßig das hintere Rippenende verschoben, damit das höher beanspruchte Vorderende möglichst starr bleibt.

Der Antrieb und die Führung der verschiebbaren Rippenenden erfolgt durch querlaufende Antriebsholme, die um senkrechte Achsen schwingen und sämtliche Rippenenden angelenkt tragen. Durch Bewegungen des Triebwerkes jeder Flächenhälfte für sich kann die Seitenstabilisierung und Seitensteuerung beliebig beeinflusst oder überhaupt vollständig hierdurch übernommen werden.



Zu Nr. 284 786.

Das Hauptträgergerüst der Fläche besteht aus einem Vorderholm 1, der nach den Enden zu nach rückwärts und aufwärts gebogen ist, und aus einem Hinterholm 2, der mit dem Vorderholm 1 an den Enden durch je zwei übereinanderliegende Längsträger 3 verbunden ist. Zwischen diesen Längsträgern 3 sind die Enden eines jederseitigen vom Flugzeugkörper bis zum freien Ende der Fläche laufenden Gitterhebels 4 geführt, der auf angenähert halber Länge in einem senkrechtachsigen Drehlager 5 an einem mittleren Verbindungsträger 6 zwischen Vorder- und Hinterholm 1 und 2 gelagert ist.

Zwischen dem Vorderholm 1 und dem Gitterhebel 4 sind längsverlaufende biegsame Rippen 7 mit Gelenken oder biegsamen Anfassungen 8 festgespannt, so daß beim Hin- und Herschwingen des Gitterhebels 4, der als Wölber bezeichnet werden kann, die Rippen 7 zwischen einer ziemlich flachen und einer sehr stark nach oben gewölbten Form (Fig. 3 und 4) hin und her spielen. Die Rippen 7 können aus einfachen Holzleisten bestehen, die in ihrer vorn liegenden Hälfte etwas schwächer als in der hinteren sind, so daß der Wölbungsscheitel sich im vorderen Teil ausbildet. Es entsteht hierdurch eine schräg von oben und vorn nach unten und hinten gerichtete Schlagwirkung, die zugleich Auftrieb und Vortrieb ergibt.

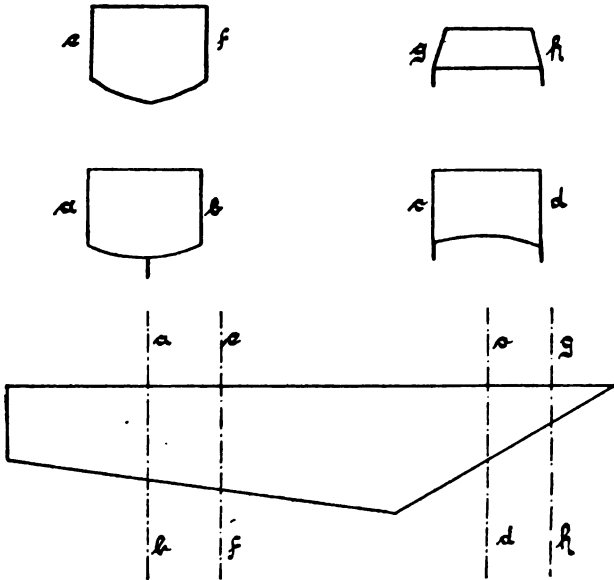
Der Antrieb der Wölber 4 kann durch beliebige Motoranordnungen oder auch von Hand mittels zweier Handgriffe 9 erfolgen.

Die Bespannung 10 der Fläche geht am hinteren Rande über den Wölber 4 etwas hinaus und endet in einer Aufbiegung. Im vorderen Flächenteil ist die Bespannung 10 durch Klappen 11 ersetzt, die beim Aufwärtsschlagen der Rippen 7 öffnen und Luft von oben unter die Fläche treten lassen und sich beim Abwärtsschlagen selbsttätig schließen oder auch zwangsläufig gesteuert werden. Die Oberseite der Rippen kann frei bleiben oder gleichfalls mit Stoff bespannt sein.

Der Körper des Flugzeuges besteht aus zwei Hauptträgern 12, welche die Schlagfläche mit einem Steuer- und Stabilisierungsschwanz 13 und einem Fahrgestell 14 üblicher Konstruktion verbinden. Am Körper ist ferner noch ein Unterstützungsholm 15 quer befestigt, der zur Stützung von Druckstreben 16, 17 dient, deren erste zweckmäßig zugleich die Achsen für die Wölbergelenke 5 bilden.

Spanndrähte 18 dienen zu allseitiger Festspannung aller ruhenden Teile untereinander.

285042. Bootskörper für Wasserflugzeuge. Deutsche Flugzeugwerke G. m. b. H. in Lindenthal b. Leipzig. — Die dem Wasser zugekehrte Bootsfläche ist am vorderen Teil flach oder konkav ausgebildet und geht nach rückwärts in eine konvexe Form über. Letztere kann mit Rücksicht der Herstellungsarbeiten auch eckig sein, also im Schnitt den Teil eines Vieleckes darstellen.

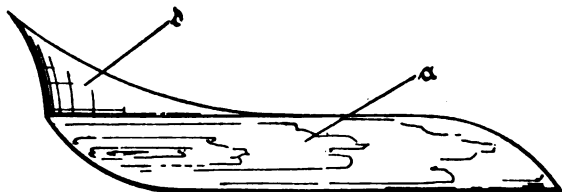


Zu Nr. 285042.

Die Wirkung der flachen bzw. konkaven Querschnittsform vorn besteht darin, daß das Boot bei anfänglich geringer Geschwindigkeit, wobei noch ein großer Teil der Gleitfläche ins Wasser taucht, diese sowohl in ihrem geraden, wie auch konkaven Teile zur Wirkung gelangt. Letztere teilt das Wasser und vermeidet die Spritzwasser, die sich seitlich des Bootes bilden. Bei großer Geschwindigkeit erst kommt der konkave Teil derart in Wirksamkeit, daß er die tragende Wirkung des Wassers voll ausnutzt, indem die konkave Flachwölbung eine Pressung des Wassers unter dem Boot erzeugt und dadurch gleichzeitig schädliche Wellenbildungen verhindert. Der sich anschließende konvexe Teil hingegen bezweckt, dem Boot im Ruhezustand eine erhöhte Schwimmstabilität zu geben, während im Moment der Vorwärtsbewegung die konvexe Form das Kleben an der Wasseroberfläche verhindert und daher ein leichtes Abheben des Hinterteiles des Bootes ermöglicht.

285496. Schwimmer für Wasserflugzeuge. Oskar Ursinus in Frankfurt a. M. — Schwimmer für Wasserflugzeuge, die nach der Bauweise der Wasserfahrzeuge ausgebildet sind, also eine runde Bodenfläche und einen scharfkantigen Bug besitzen, sind als Schwimmkörper für Flugzeuge, da sie sich nur sehr schwer aus dem Wasser heben, nicht verwendbar. Als Schwimmer für Wasserflugzeuge haben sich bekanntlich nur Körper bewährt, die nach der Bauweise der Gleitboote einen ganz flachen Boden und eine breite, wenn auch etwas abgerundete vordere Kante besitzen.

Diese bisher bekannten flachen Schwimmer besitzen die Neigung, ankommende Seen zu unterschneiden und die Flugmaschinen zum Überschlagen zu bringen. Dieses gefahrbringende Unterschneiden des Schwimmkörpers suchte man dadurch zu vermeiden, daß der Vorderteil desselben so stark wie möglich aufgebogen wurde. Hiermit ist aber eine Vermehrung des Luftwiderstandes verbunden, und es wird auch der Schwimmer durch die stark vorn aufgebogene



Zu Nr. 285496.

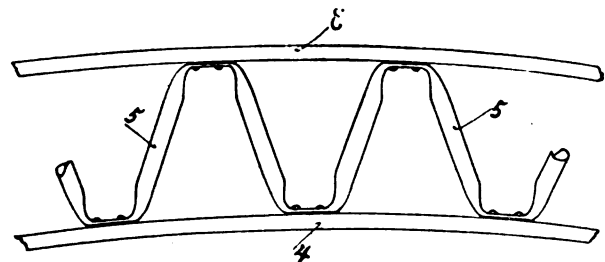
vordere Unterseite gezwungen, den Wellenbergen bis zu einem gewissen Grade zu folgen, so daß die Flugmaschinen in der Längsrichtung erheblichen Schwankungen unterworfen sind und nicht auf die beabsichtigte Geschwindigkeit kommen können. Ferner werden die durch die vordere Kante des Schwimmers abgeschnit-

tenen Wellenköpfe nicht nur den Schwimmer belasten, sondern auch als Sturzwellen in die nachfolgenden Teile der Flugmaschine eindringen. Daß dadurch das Gesichtsfeld verschleiert wird, sei nur nebenbei bemerkt.

• Auf dem vorliegenden gleitbootartigen Schwimmer ist ein bugartiger, sich nach hinten verjüngender Körper mit nach vorn und nach den Seiten überhängenden Seitenflächen *d* angeordnet.

Durch diese Anordnung erhält der Schwimmer oberhalb der eigentlichen Gleitfläche zwei schräg nach außen führende Kanäle, die beim Unterschneiden des Schwimmers das Flugzeug stoßartig aufzurichten bestrebt sind, da das mit großer Geschwindigkeit durch die Kanäle strömende Wasser einen wirkungsvollen Rückdruck ausübt. In gleicher Weise bewirkt der bugartig sich nach hinten verjüngende Körper eine Ablenkung des Spritzwassers beim Gleiten.

286218. Für Flugzeuge geeignete Rippe mit Diagonalverbindungen zwischen Ober- und Untergurt. Paul Westphal in Berlin-Schöneberg. — Zwischen Ober- und Untergurt der Rippe (3, 4) ist zickzackförmig eine Metallröhre 5 entlanggeführt, deren Berührungsstellen mit den Gurteilen abgeflacht sind, so daß sie sich dicht an die Gurte anlegen und an ihnen leicht befestigt werden können. Der Ober- und Untergurt besteht vorteilhaft aus Holz.



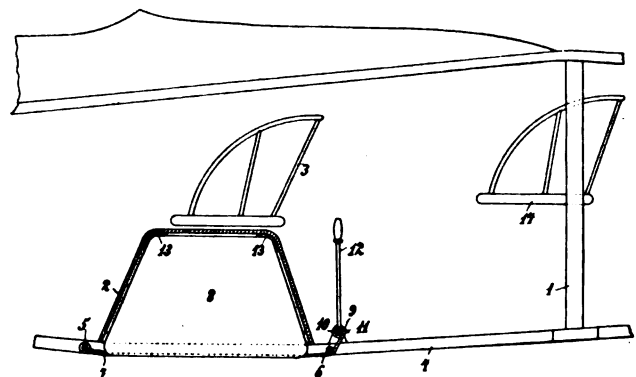
Zu Nr. 286218.

Im Gegensatz zu Trägern oder Rippen, deren Gurte durch Holzteile verbunden sind, sind Formänderungen, wie sie durch Aufnahme von Feuchtigkeit und durch Schwinden des Holzes entstehen können, und welche Lockerungen der Verbindungsstellen im Gefolge haben, ausgeschlossen.

Gegenüber Trägern oder Rippen, deren Gurte durch Metallteile vollen Querschnitts miteinander verbunden sind, ergibt sich eine bedeutende Gewichtsverminderung.

Ferner bietet die neue Konstruktion den Vorteil einer sehr leichten und billigen Herstellungsweise, weil man das Metallrohr lediglich zu verbiegen und an den Knickstellen durch Pressen oder Hammerschläge abzufachen braucht, und weil die Befestigung dieser abgeflachten Stellen an den Gurten sehr einfach ist. Die flachen Stellen verhüten auch, daß sich die Diagonalstreben in die Holzgurte eindrücken.

286735. Benzinbehälteranordnung für Flugzeuge. Fr. Schneider in Berlin-Johannisthal. — Es ist bereits vorgeschlagen worden, zur Verminderung des Absturzes von Flugzeugen den Motor derart zu lagern, daß er im Falle der Gefahr leicht abgeworfen werden kann. Auch wenn dies geschieht, bildet trotzdem der mitgeführte Benzinvorrat eine stete große Gefahr für die Insassen, da im Falle einer Explosion und Entzündung die Gefahr besteht, daß die Personen mit dem Flugzeug verbrennen.



Zu Nr. 286735.

Diese Gefahr wird dadurch beseitigt, daß der den Benzin vortragende Behälter lösbar am Flugzeug befestigt ist, derart, daß im Gefahr-falle seine Lagerung vom Flugzeugführer oder Mitfahrer leicht und sicher gelöst und ein vorzeitiger Absturz des Benzinbehälters ermöglicht werden kann.

In dem Boden des Flugzeugkörpers 1 befindet sich ein auf den Längsholmen 4 aufruhender Einbau 2, der im Querschnitt trapezförmige Gestalt aufweist und unter dem Sitz angeordnet ist. An einem in den Längsholmen 4 befestigten Querrohr 5 greifen Stahlbänder 7 an, welche über ein zweites Querrohr 6 laufen und mit ihren ösenartigen Enden 9 an Haken 11 einer Welle 10 aufgehängt sind. Diese Bänder überspannen den Einbau nach unten und dienen zum Abstützen des in ihm untergebrachten Benzinbehälters. Auf der Welle 10 ist ein im Bereiche beider Flugzeuginsassen befindlicher Handhebel 12 angeordnet, der mit einer geeigneten Sperrvorrichtung versehen ist. Durch die gespannten Stahlbänder wird der Behälter vollkommen fest in dem Einbau gehalten, wobei zur Verhütung jeglichen Reibens und Klemmens noch Filzstreifen 13 zwischen Behälter und Einbau eingelegt sein können.

Im Gefahrenfalle wird der Handhebel 12 in Richtung auf den Führersitz 14 umgelegt, wodurch die Haken 11 die Stahlbänder freigeben und damit einen augenblicklichen Absturz des Benzinbehälters ermöglichen, so daß also eine Explosions- und Verbrennungsgefahr für die Flugzeuginsassen ausgeschlossen ist.

Um eine gleichzeitige Lösung des Benzinbehälters von dem Benzinleitungsrohr zu ermöglichen, kann die Verbindung zwischen denselben in bekannter Art durch Gummimuffe erfolgen, wobei zwecks Erzielung einer wirksamen Abdichtung eine weitere Gummimuffe verwendet werden kann, die über die eigentliche Verbindungsmuffe gebracht wird. Es kann natürlich jede andere leicht lösbare Verbindung für den in Frage kommenden Zweck Verwendung finden.

283437. Stoffbahn für Luftschiffhüllen und Verfahren zu ihrer Herstellung. Aktiengesellschaft Metzeler & Co. in München. — Bei aus einer Anzahl von Stoffbahnen zusammengesetzten Gegenständen, auf welche Zugwirkungen ausgeübt werden, hat sich vielfach gezeigt, daß ein einseitiges Verziehen eintritt, wenn die Ketten- bzw. Schußfäden der Stoffbahnen schräg zur Beanspruchungsrichtung verlaufen. Diese Erscheinung ist namentlich bei Stoffbahnen für Ballonhüllen erkannt worden. Zur Beseitigung dieses Übelstandes hat man entweder dreischichtige Stoffbahnen verwendet, wobei die Kettenfäden der einen Schicht rechtsverlaufend, die einer anderen Schicht linksverlaufend angeordnet worden sind, oder den Vorschlag gemacht, von zwei aufeinanderfolgenden Stoffbahnen die Kettenfäden der Diagonalschicht der einen Stoffbahn rechtsansteigend, diejenige der benachbarten Stoffbahn linksansteigend verlaufen zu lassen.

Letzteres Mittel suchte der verziehenden Eigenschaft dadurch zu begegnen, daß zwei benachbarte Bahnen durch ihre sich kreuzenden Kettenfäden eine Gegenwirkung aufeinander ausüben; bei dem erstgenannten Mittel der dreifachen Stoffanordnung erfolgt ein Ausgleich bereits in jeder Bahn selbst.

Vorliegende Erfindung schafft ein neues Mittel, um derartige, in Richtung einer Verdrehung wirkende Zugbeanspruchungen bei aus Diagonalstoffbahnen hergestellten Luftschiffhüllen in besonders günstiger Weise aufzunehmen. Zu diesem Zweck wird an Stelle der bisher bekannten, nicht unterteilten Diagonalschicht, bei welcher also die Ketten- und Schußfäden auf der ganzen Länge der Bahn in derselben Richtung verlaufen, für jede Bahn eine Stoffschicht verwendet, welche aus einer Anzahl in der Längsrichtung

der Bahn aufeinanderfolgender Felder zusammengesetzt ist, deren Ketten- bzw. Schußfäden sich kreuzen. Auf diese Weise wird die Ausgleichwirkung gegenüber dem Bestreben einer Verdrehung des Stoffkörpers in jeder Bahn selbst erreicht, so daß letztere für sich ein gegenüber den Zugbeanspruchungen ausgeglichenes Gebilde darstellt.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Taschenbuch der Kriegsflotten, XVI. Jahrgang, 1915, herausgegeben von Kapitänleutnant B. Weyer. Nachtrag. Verlag: J. F. Lehmann, München, 1915. Kl.-8^o, 64 S. mit 91 Schiffsbildern und Skizzen. Preis M. 1.

Der Ingenieur als Förderer der Volksbildung von Dr. A. v. Rieppel, Geh. Baurat, Dr.-Ing. Sonderabdruck aus der »Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure«, 1916.

Krieg dem deutschen Handel, neue Folge. Die englischen Maßnahmen und Vorschläge zur Verdrängung von Deutschlands und Österreichs Handel und Industrie. Aus dem Englischen übersetzt von Reinhold Anton. Herausgegeben und mit einer Einführung versehen von Anton Kirchrath. Verlag: Otto Gustav Zehrfeld, Leipzig, 1915. Kl.-8^o, 100 S. Preis M. 1.

Die Funkentelegraphie von H. Thurn. 107. Bändchen der Sammlung: »Aus Natur und Geisteswelt«. Verlag: B. G. Teubner, Leipzig und Berlin, 1915. Kl.-8^o, 111 S. Preis: geh. M. 1, geb. M. 1,25.

Mechanik. Ein Lehrbuch für höhere Gewerbeschulen und verwandte Lehranstalten. Herausgegeben in 4 Teilen von Regierungsrat J. Jedlička, k. k. Staatsgewerbeschuldirektor. IV. Teil, 2. Buch: Mechanik der Gase und Dämpfe (Wärmemechanik), von Baurat Josef Micheu, k. k. Professor. Wien und Leipzig 1914. Franz Deuticke. Gr.-8^o, XII und 232 S. mit 117 Figuren im Text und einer Tafel. Preis: geh. M. 6.

Von dem Lehrbuche, das im übrigen die Mechanik und Thermodynamik der Gase und Dämpfe, sowie ihre Anwendung auf Verbrennungskraftmaschinen, Kolbendampfmaschinen, Turbinen, Kompressoren und Ventilatoren in gedrängter Form und mit zahlreichen Beispielen bringt, sind die letzten 30 Seiten dem »Flugproblem« gewidmet. Die einzelnen Kapitel dieses Abschnittes handeln vom Freiballon, vom Luftwiderstand, seiner Grundgleichung und den Widerstand- und Auftriebziffern Σ , Σ_w (die jedoch noch den Faktor γ enthalten), vom »Prinzip des Fliegens« und der Berechnung der Hauptgrößen, mit einigen Beispielen. Wir erfahren unter anderem (S. 219): »Man erzielt also die größte erreichbare Geschwindigkeit bei horizontal gerichteter Apparatachse und größter Motorleistung. Eine unerwünscht große Höhe, hervorgebracht durch starkes Auftreiben, kann durch nachherige Vornahme eines ziemlich raschen, schräg abwärts gerichteten Gleitfluges bei abgestelltem Motor wieder beseitigt werden. Es ist also passend, Wellenflüge auszuführen, um rasch vorwärts zu kommen.« E.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4

Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Aml Steinplatz Nr. 6001.

1. Ernennungen und Auszeichnungen:

Unser Mitglied, der Professor an der Technischen Hochschule Charlottenburg, Dr. Eugen Meyer, Obmann unseres Ausschusses für Fachsprache, ist zum Geheimen Regierungsrat ernannt worden.

Oberstleutnant Hermann Hoernes, der bekannte österreichische Fachschriftsteller, zurzeit im Felde, wurde mit dem Militär-Verdienstkreuz 3. Klasse mit der Kriegsdekoration ausgezeichnet.

Hofrat Professor Dr. Friedländer, Obmann unseres medizinischen Ausschusses und zurzeit Leiter eines Feldlazaretts, dessen Auszeichnung mit dem Eisernen Kreuz wir bereits im vorigen Jahr melden konnten, wurde das Oldenburgische Friedrich-August-Kreuz verliehen.

Hauptmann Eberhard von Selasinsky, als 1. Adjutant einer Infanterie-Division im Felde, wurde im Laufe des Krieges Inhaber der folgenden Auszeichnungen: Eisernes Kreuz 1. und 2. Klasse, Großherzoglich Hessische Tapferkeits-Medaille,

Fürstlich-Lippe-Detmold Kriegs-Verdienstmedaille, Herzoglich Sachsen-Meiningsches Ehrenkreuz.

Hauptmann Ernst Mickel, als Führer eines Luftschiff-Trupps im Felde, ist mit dem Eisernen Kreuz ausgezeichnet.

2. Neuaufnahme:

Gemäß § 5 unserer Satzungen ist als ordentliches Mitglied für das laufende Geschäftsjahr aufgenommen:

Dr.-Ing. A. Gramberg, Professor an der Techn. Hochschule Danzig, Leutnant d. L. II, zurzeit kommandiert zur Prüf-Anstalt und Werft der Fliegertruppen Berlin-Adlershof; Süßer Grund 1.

3. Berichtigung:

Die von uns in Heft 23/24 gemeldete Auszeichnung unseres Mitgliebes, des Dipl.-Ing. O. Reichardt, mit dem Eisernen Kreuz, ist von uns irrtümlich mitgeteilt worden; Herr Reichardt ist zurzeit als Leutnant d. R. zu einem Versuchs- und Übungs-Flugpark im Westen kommandiert.

Der Geschäftsführer: Béjeuhr.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS: Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

<p>A. BAUMANN <small>PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART</small></p> <p>Prof. Dr. BERSON <small>BERLIN-LICHTERFELDE</small></p> <p>Dipl.-Ing. A. BETZ <small>GÖTTINGEN</small></p> <p>H. BOYKOW <small>FREGATTEN-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU-BERLIN</small></p> <p>Dr. R. EMDEN <small>PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN</small></p>	<p>Gh. Hofr. Dr. S. FINSTERWALDER <small>PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN</small></p> <p>Dr.-Ing. FÖTTINGER <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG</small></p> <p>Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL <small>LINDENBERG-BERLIN</small></p> <p>Dr.-Ing. W. HOFF <small>DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT ADLERSHOF</small></p> <p>Geh. Reg.-Rat E. JOSSE <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small></p>	<p>Dr. N. JOUKOWSKY <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT V. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU</small></p> <p>R. KNOLLER <small>PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN</small></p> <p>Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small></p> <p>Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER <small>BERLIN</small></p> <p>Dr.-Ing. H. REISSNER <small>PROF. A. D. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small></p> <p>F. ROMBERG <small>PROF. A. D. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small></p>	<p>Ing. JOHN ROZENDAAL <small>BERLIN-GRAVENHAGE</small></p> <p>Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN</small></p> <p>Dipl.-Ing. SEPPELER <small>DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF</small></p> <p>FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN <small>DIPLOM-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN</small></p> <p>Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER <small>GÖTTINGEN</small></p>
--	--	--	---

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

26. Februar 1916.

Heft 3 und 4.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Unsere Gesellschaft hat am 11. Februar cr. ganz unerwartet ein schwerer Verlust betroffen: unser Geschäftsführer

PAUL BÉJEUR

seit Kriegsausbruch als Oberingenieur bei der Kgl. Preuß. Inspektion der Fliegertruppen in Untertürkheim-Stuttgart tätig, ist nach kurzem, schwerem Leiden dort entschlafen, bis zum letzten Augenblick in hoher Pflichterfüllung seine Kräfte dem Vaterland widmend.

Wir bringen diese traurige Nachricht tief erschüttert zur Kenntnis unserer Mitglieder. Den meisten von ihnen war er wohl persönlich in seiner lebenswürdigen, bescheidenen und doch bestimmten Art, allen aber sicherlich durch seine Tätigkeit im Interesse unserer Gesellschaft bekannt und durch sein umfassendes Wissen auf dem Gebiete der Luftfahrt, auf dem er schon in so jungen Jahren es verstanden hat, sich einen Namen zu machen.

Wir schulden ihm mit der Gesellschaft den aufrichtigsten Dank für seinen nie ermüdenden Fleiß und seine unerschöpfliche Schaffensfreudigkeit, die stets voll und ganz in den Dienst der Gesellschaft zu stellen, er nie gezögert und dadurch dazu beigetragen hat, der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in verhältnismäßig kurzer Zeit zu ihrem jetzigen Ansehen und Gedeihen zu verhelfen.

Sein Hinscheiden hinterläßt bei uns eine schmerzliche und große Lücke; wir werden ihm und seinem Wirken ein stetes dankbares Gedenken bewahren.

Berlin-Charlottenburg 4, den 19. Februar 1916.

Der Vorstand der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Dr. von Böttjger
Mitglied des Herrenhauses.

Dr. von Parseval
Charlottenburg.

Dr. L. Prandtl
Göttingen.

Tragflächenuntersuchungen der englischen Versuchsanstalt in Teddington.

Die bereits seit mehreren Jahren bestehende englische Versuchsanstalt für Luftfahrt, die dem National Physical Laboratory in Teddington angegliedert ist, veröffentlicht in ihrem Jahrbuch 1912/13¹⁾ eine Reihe von theoretischen und experimentellen Untersuchungen aus dem Gebiete der Aerodynamik und Flugtechnik. Von den experimentellen Arbeiten sind die dort ausgeführten Untersuchungen an Tragflächen von Interesse, da hier eine große Zahl von aktuellen Fragen in systematischer Weise untersucht werden und für den Bau von Tragflächen vielleicht manch erwünschten Fingerzeig zu geben vermögen. Über die Versuchseinrichtung sei erwähnt, daß die Messungen in einem Windkanal von quadratischem Querschnitt mit rd. 1,22 m Seitenlänge ausgeführt wurden; die größte erreichbare Windgeschwindigkeit betrug rd. 15 m/sek. Zur Darstellung der Ergebnisse in dem vorliegenden Bericht ist zu bemerken, daß fast durchwegs eine andere Darstellungsmethode gewählt wurde wie im Originalbericht. Es wurde hier das Güteverhältnis A/W (= Auftrieb durch Widerstand) als Funktion des Auftriebskoeffizienten ζ_A aufgetragen, wobei ζ_A definiert ist durch die Gleichung

$$\text{Auftrieb } A = \zeta_A \frac{\gamma}{g} \cdot F v^2$$

($\frac{\gamma}{g}$ = Luftdichte, F = Flächeninhalt der Tragfläche, v = Luftgeschwindigkeit). Denn offenbar ist von zwei Tragflächen mit gleichem Gütegrad A/W diejenige mit dem größeren Wert von ζ_A die vorteilhaftere, weil in diesem Falle das Flugzeug bei derselben Tragfähigkeit kleinere Tragflächen benötigt und daher mit geringerem Gewicht gebaut werden kann. Es ist zu bemerken, daß es für die endgültige Beurteilung einer Tragfläche auch auf die Größe des hinzukommenden schädlichen Widerstandes (Widerstand des Rumpfes, Stiele u. dgl.) ankommt, da sich dadurch die Größe und Lage der Maximumstelle von A/W ändert. Hier erstreckt sich die Beurteilung nur auf die Flächen für sich ohne Rücksicht auf die

¹⁾ Technical report of the advisory committee for aeronautics for the year 1912—13.

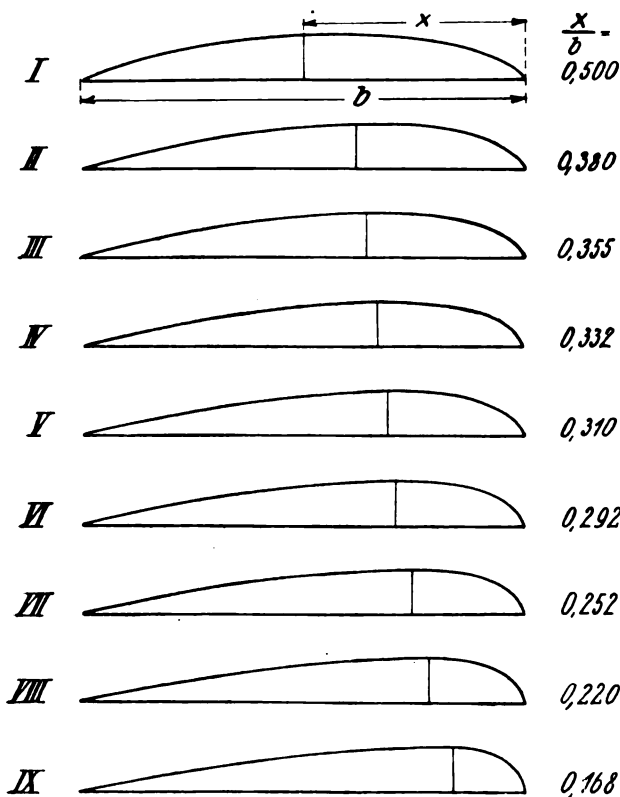


Fig. 1.

Nebenwiderstände, die ja von Fall zu Fall verschieden sind. In den meisten Fällen sind die Anstellwinkel den einzelnen Meßpunkten einer Kurve beigeschrieben und die gleichnamigen Anstellwinkel durch eine gestrichelte Linie verbunden.

1. Über den Einfluß der Lage der größten Profilhöhe.

Zur Ermittlung der günstigsten Lage der größten Höhe eines Tragflächenprofils wurden neun Flächen untersucht, deren Profile aus einem Flächenquerschnitt in der Weise abgeleitet wurden, daß die Lage der größten Höhe von der Mitte aus gegen die Vorderkante der Fläche zu verschoben wurde (Fig. 1). Die Druckseite blieb hierbei ungeändert und war bei allen Profilen eben. $\frac{x}{b}$ bedeutet das Verhältnis: Entfernung x der größten Höhe von der Vorderkante zur Flächentiefe b . Die Messungen wurden bei einer Windgeschwindigkeit von rd. 8,5 m/sek vorgenommen. Aus den in Fig. 2 nach der erwähnten Art dargestellten Ergebnissen ist zu ersehen, daß die Fläche V als die günstigste betrachtet werden muß, da sie den größten Wert von A/W erreicht und gleichzeitig eine große Auftriebsziffer besitzt. Bei dieser Fläche liegt die größte Profilhöhe bei einem Wert $\frac{x}{b} = 0,31$. Dem nächstgünstigsten Profil IV, das nur sehr wenig schlechter ist als Profil V entspricht ein $\frac{x}{b} = 0,332$. Hieraus ergibt sich also, daß in dem untersuchten Falle dasjenige Profil am günstigsten ist, bei welchem die größte Höhe rd. $\frac{1}{3}$ der Flächentiefe von der Eintrittskante entfernt ist. Es ist jedoch zu beachten, daß die untersuchten Flächen mit ebener Druckseite versehen waren, und es ist daher nicht sicher, ob man bei Profilen mit gewölbter Druckseite zu demselben Ergebnis gelangt. Hierüber wären noch weitere Messungen von Interesse.

2. Untersuchungen über die Wirkung einer Verdickung der Vorderkante.

Diese Versuche wurden mit einer Serie von vier Profilen ausgeführt. Sie sind deshalb von großem Interesse, da eine

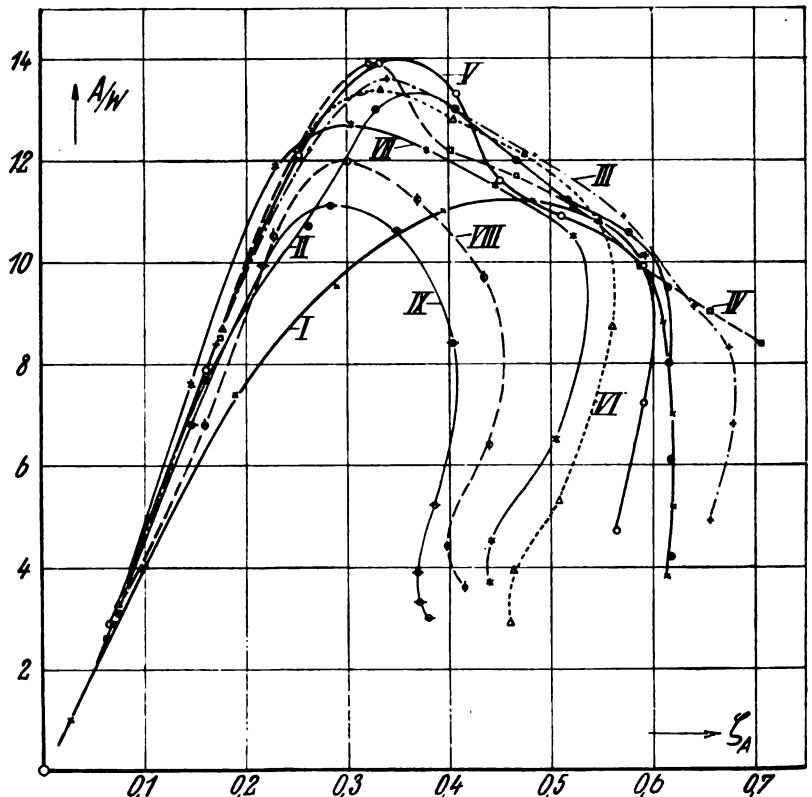


Fig. 2.

Reihe von Flugtechnikern sich von einem Profil mit dicker Vorderkante — ähnlich dem Profil des Vogelflügels — besonders vorteilhafte aerodynamische Eigenschaften versprechen. Die vier Flächenquerschnitte sind in Fig. 3 dargestellt. Alle Querschnitte der Serie sind von der größten Höhe ab nach hinten zu kongruent; die Druckseiten haben gleichen Wöl-

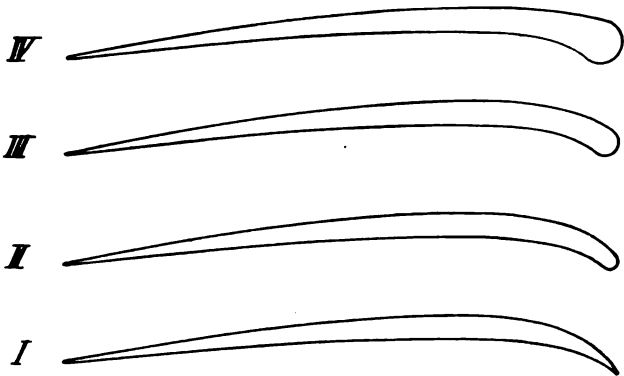


Fig. 3.

bungspfeil. Das Vorderteil wurde in der Weise konstruiert, daß an der Spitze des Profils I eine Senkrechte auf die Sehne errichtet wurde; die Formen der anderen Querschnitte ergaben sich dann, indem man — entsprechend dem Grade der Verdickung — Kreise von verschiedenem Durchmesser beschrieb, welche die Sehne und die erwähnte Senkrechte berührten und in einer stetigen Weise zum vorhandenen Profiltail übergingen. Die Messungsergebnisse sind in Fig. 4 enthalten. Hieraus ist zu ersehen, daß mit zunehmender Verdickung der Vorderkante das Güteverhältnis A/W abnimmt. Aerodynamisch ist die Fläche I mit spitzer Vorderkante als die günstigste zu betrachten, weil sie den größten Wert A/W erreicht. Vom flugtechnischen Standpunkte aus ist jedoch die Maximumstelle der A/W -Kurve mit dem scharfen Knick als ein gewisser Nachteil zu betrachten. Bei einem Flugzeug mit derartigem Flächenprofil muß mehr wie bei den anderen Profilen darauf geachtet werden, daß die Grenze der Steigfähigkeit, die annähernd durch das Maximum der A/W -Kurve gegeben ist, nicht überschritten wird, da sonst plötzliches Durchsacken der Maschine eintritt. Zusammenfassend führt die vorliegende Meßreihe zu dem Ergebnis, daß mit zuneh-

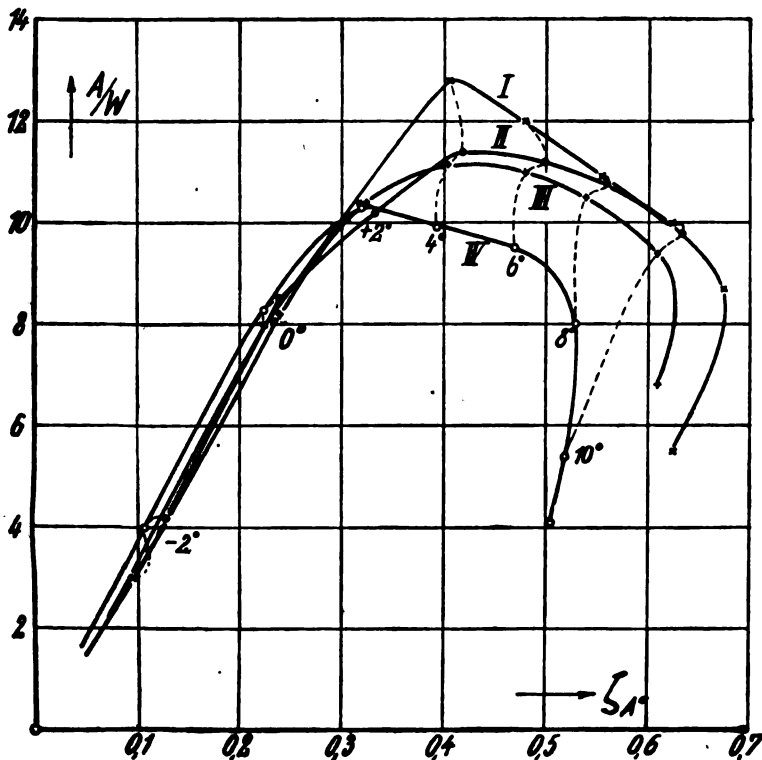


Fig. 4.

mender Verdickung der Eintrittskante die Tragflächen aerodynamisch ungünstiger werden; eine geringe Abrundung der Eintrittskante ist jedoch empfehlenswert.

3. Bericht über die Prüfung von 4 Profilen.

Gegenstand der experimentellen Untersuchung waren die in Fig. 5 dargestellten vier Profile. Die Größe der Flächen betrug $38,1 \times 6,35$ cm, das Seitenverhältnis war demnach 6 zu 1. Die Messungen wurden bei einer Windgeschwindigkeit von rd. 9 m/sek. ausgeführt. Die Profile I und II sind von gleicher Form mit Ausnahme des Vorderteils, das bei Profil II

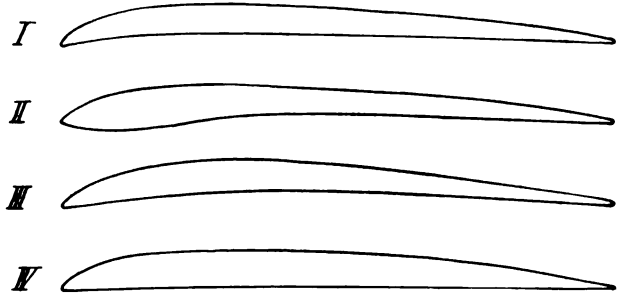


Fig. 5.

stark verdickt wurde. Die Verdickung ist jedoch, wie die Figur zeigt, in anderer Weise vorgenommen als bei den Profilen des vorhergehenden Berichtes. Die Ergebnisse sind in Fig. 6 dargestellt. Die günstigsten aerodynamischen Eigenschaften zeigen die beiden Profile III und IV. Sie können wohl als gleich gut betrachtet werden, da das größere Güteverhältnis der Fläche IV durch einen merklich größeren Auftriebskoeffizienten der Fläche III wettgemacht wird. Die Profile I und II sind ungünstiger als die beiden anderen Flächen. Es ist beachtenswert, daß die charakteristischen Kurven A/W fast genau den gleichen Verlauf haben. Die angebrachte Verdickung des Vorderteils bei Profil II scheint demnach praktisch keinen merklichen Einfluß auf die aerodynamischen Eigenschaften auszuüben.

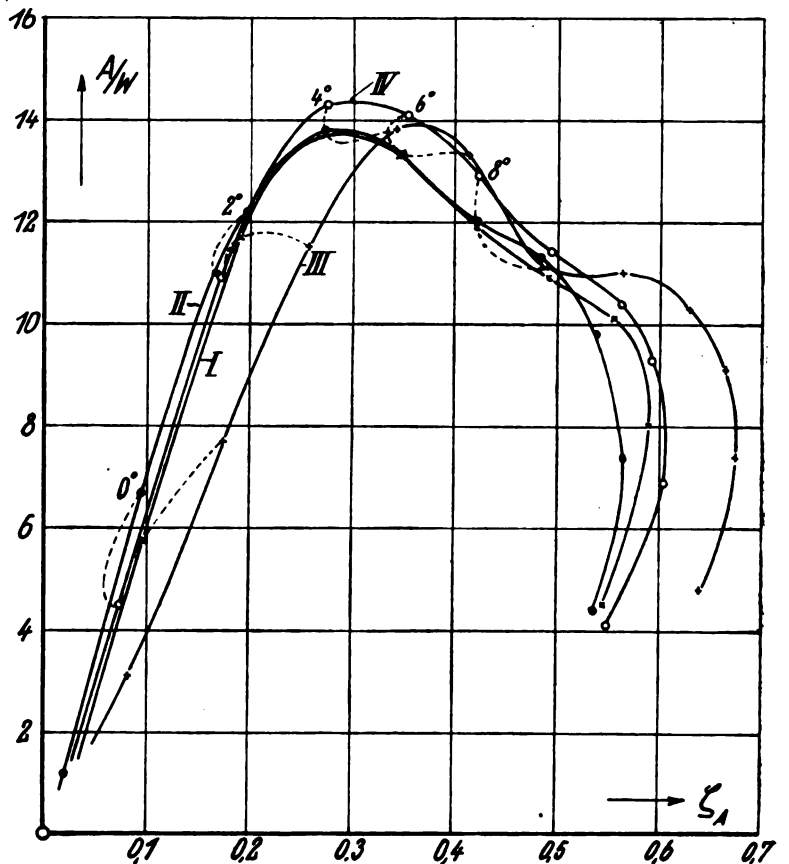


Fig. 6.

4. Untersuchung über den Einfluß der Verdickung eines Profiles gegen die Hinterkante zu.

Vom konstruktiven Standpunkte ist es erforderlich, daß ein Profil zur Unterbringung der Holme, deren Zahl gewöhnlich zwei beträgt, eine gewisse Dicke besitzt. Da normalerweise die Profile vorne dicker sind wie im hinteren Teil, was, wie wir gesehen haben, aerodynamisch günstig ist, so bietet die Verlegung des vorderen Holmes in der Regel keine Schwierigkeiten. Anders ist es hingegen bei der Unterbringung des Hinterholmes, da hier die Profildicke häufig schon erheblich geringer ist. Es ist daher von Interesse zu wissen, wie weit das Profil hier verstärkt werden darf, ohne die aerodynamischen Eigenschaften wesentlich zu verschlechtern. Die Versuche wurden mit vier Profilen ausgeführt, die in Fig. 7 dar-

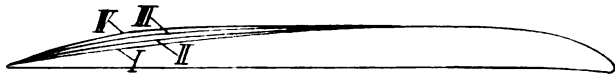


Fig. 7.

gestellt sind. Druckseite und Vorderteil der Saugseite war bei allen Profilen gleich. Die Größe der Modellflächen betrug wieder $38,1 \times 6,35$ cm; die Versuche wurden bei einer Windgeschwindigkeit von rd. 8,5 m/sek ausgeführt. Die Ergebnisse sind in Fig. 8 wiedergegeben. Am günstigsten erweist sich, wie zu erwarten ist, das Profil I, das einen Gütegrad von 14,6 erreicht. Nur um einen geringen Betrag schlechter ist das Profil II mit $A/W = 14,2$. In etwas größerem Abstände folgen dann die Profile III und IV, die nahezu als gleichwertig zu betrachten sind. Es ergibt sich hieraus, daß im vorliegenden Falle mit zunehmender Verdickung des Profiles gegen die Hinterkante die aerodynamischen Eigenschaften verschlechtert werden. Unter Umständen kann es sich jedoch lohnen, eine gewisse Verschlechterung in Kauf zu nehmen, wenn damit merkliche konstruktive Vorteile gewonnen werden.

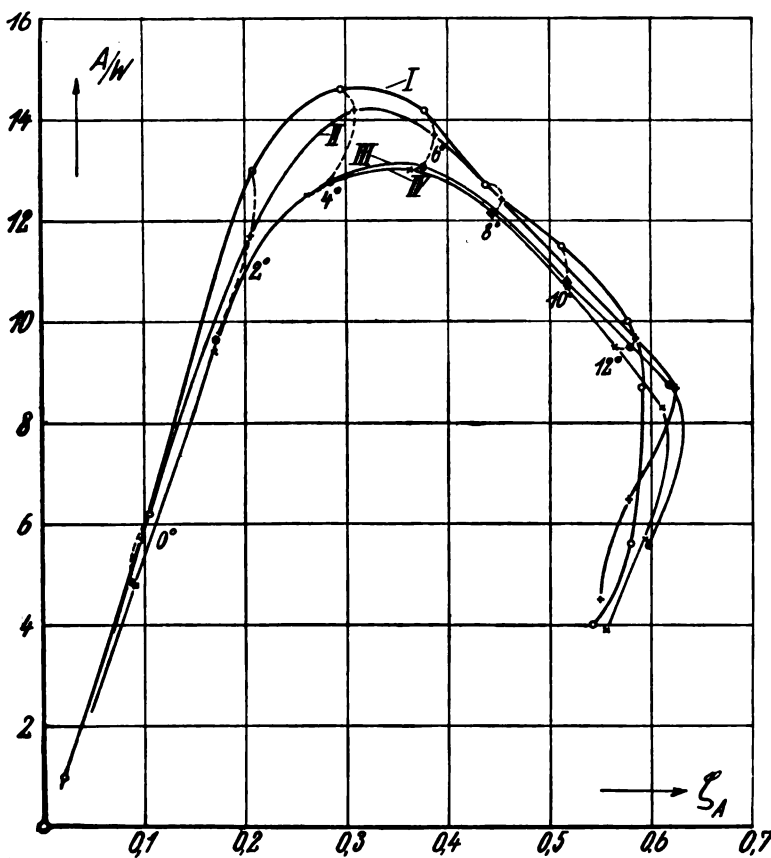


Fig. 8.

5. Untersuchung von Profilen mit Gegenkrümmung.

Die folgenden Versuche wurden zur Klärung der Frage ausgeführt, inwieweit es möglich ist, die Wanderung des Druckpunktes gegen die Hinterkante der Fläche bei Verkleinerung des Anstellwinkels, die sich bei allen normalen Profilen zeigt, durch ein s-förmig gekrümmtes Profil einzuschränken oder vollständig zu verhindern. Zugleich ist aber von Interesse, welche Änderung dabei die Luftkräfte ihrer Größe nach erleiden. Die Modellflächen hatten rechteckige Grundrißform mit $7,62 \times 45,8$ cm Seitenlänge. Der Wendepunkt der Krümmung lag 0,4 der Sehnenlänge = 30,5 mm von der Hinterkante entfernt (Fig. 9). Das Vorderteil wurde für alle

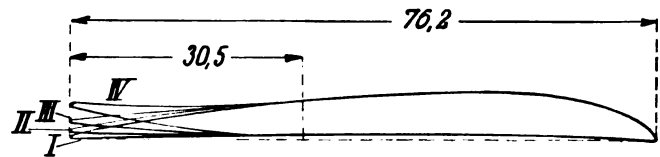


Fig. 9.

vier Profile verwendet und blieb vollständig unverändert; das Hinterteil wurde nach einem besonderen Verfahren hochgebogen. Dadurch wurden kleine Fehler in der Herstellung, die die Verwendung von mehreren kongruenten Vorderteilen mit sich bringen könnte, ausgeschaltet. Die Erhebung der Hinterkante bei den Profilen II bis IV über die Hinterkante von Profil I hat, ausgedrückt in Bruchteilen der Sehnenlänge, folgende Werte:

Profil	I	II	III	IV
	0	0,011	0,027	0,057

Die Versuche wurden bei einer Windgeschwindigkeit von rd. 9,1 m/sek ausgeführt. Die Luftkräfte sind durch die charakteristischen Kurven in Fig. 10 dargestellt. Es ist daraus zu ersehen, daß mit zunehmender Gegenwölbung sowohl

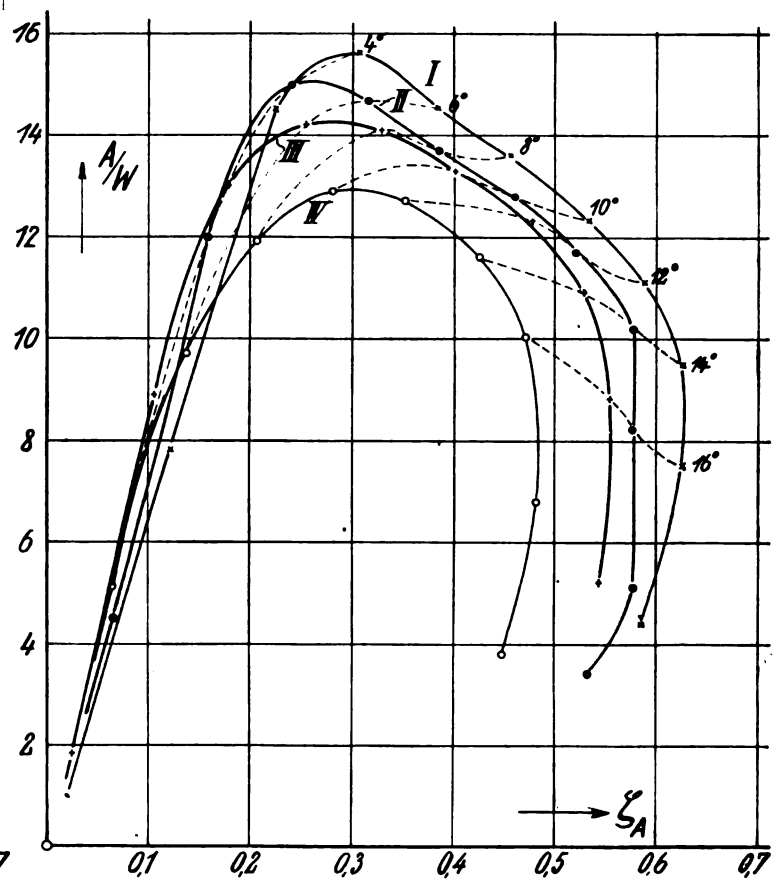


Fig. 10.

das Güteverhältnis A/W als auch der spezifische Auftrieb sehr merklich abnehmen. Die Stabilitätseigenschaften der einzelnen Flächen sind aus Fig. 11 zu ersehen, wo die Druckmittelpunkte als Funktion des Auftriebskoeffizienten dargestellt sind. Die Profile I bis III sind als labil zu bezeichnen, da hier mit abnehmendem Auftrieb — was gleichbedeutend ist mit abnehmendem Anstellwinkel — der Druckpunkt nach der Hinterkante zu wandert. Bei Profil IV ist hingegen Stabilität erreicht; hier rückt mit kleiner werdendem Anstellwinkel der Druckmittelpunkt nach der Vorderkante zu. Durch

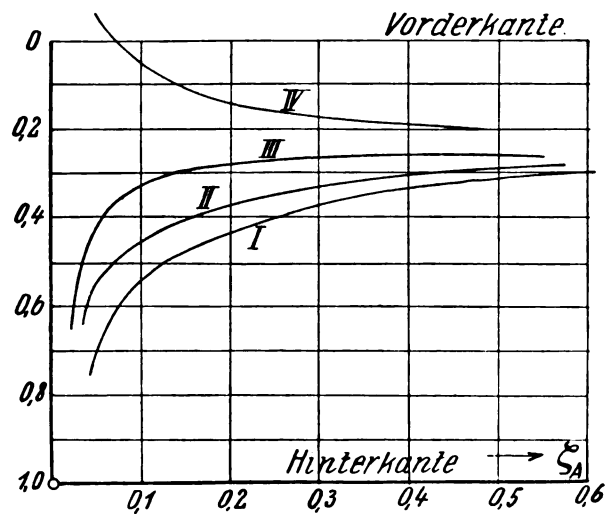


Fig. 11.

Interpolation unter Zugrundelegung linearer Beziehungen kann man finden, daß bei einer Erhebung der Hinterkante um 0,037 Teile der Sehnenlänge über die Hinterkante von Profil I praktisch sich ein konstanter, vom Anstellwinkel unabhängiger Druckmittelpunkt ergibt. Es ergibt sich aus dieser Versuchsreihe, daß es zwar möglich ist, eine rechteckige Tragfläche ohne Stabilisierungsfläche durch Gegenwölbung vollkommen stabil zu machen. Doch ist die dadurch bedingte Verschlechterung des Gütegrades sehr beträchtlich, so daß es sich voraussichtlich nicht lohnen wird, den ersteren Vorteil in Kauf zu nehmen. C. Wieselsberger.

Über Knickfestigkeit von Stahlrohren mit Holzfüllung.

Von Prof. W. Schlink, Braunschweig.

Für Flugzeuge verwendet man vielfach Stahlrohre mit tränenförmigem oder ellipsenartigem Querschnitt, die mit Holz gefüllt sind. Durch die Holzfüllung soll die Knickgefahr verringert werden, worauf z. B. im »Flugsport« schon mehrfach (S. 248 und 751 des vorigen Jahrganges) besonders hingewiesen ist. Es erscheint auch in der Tat zunächst einleuchtend, daß durch eine Holzeinlage dem Stahlrohr erhöhte Widerstandsfähigkeit gegen äußere Kräfte verliehen und hierdurch die von dem Pfosten übertragbare Knicklast nicht unwesentlich erhöht wird. Andererseits lassen sich doch gewisse Bedenken nicht ganz unterdrücken, da offenbar der Abschluß der Holzfüllung an den Enden und ihre Einpassung in die Endausbildung des Rohres von Bedeutung sein wird und es andererseits wesentlich ist, daß der in das Rohr eingefügte Holzstab an allen Stellen eine innige Berührung mit der Innenwandung des Rohres hat, was kaum gleichmäßig zu erreichen ist. Es ist demgemäß zu erwarten, daß sich scheinbar gleichartig ausgebildete Stahlrohre mit Holzfüllung nicht ganz gleich verhalten, und es erscheint auch nicht ganz ausgeschlossen, daß durch die Holzfüllung unter Umständen nicht die gewünschte Erhöhung der Widerstandsfähigkeit gegen Knicken erreicht wird.

Zur Untersuchung der Frage, ob und wie weit durch die Holzfüllung die Knickgefahr eines Stahlrohres vermindert wird, wurde von mir im hiesigen mechanisch-technischen

Laboratorium eine Reihe von Pfostenstäben auf der Werdermaschine durch Druckkraft belastet und die Ausknickung bei verschiedenen Belastungsgrößen gemessen. Nach Erreichung einer bestimmten Drucklast wurde Entlastung vorgenommen und festgestellt, wie weit die Ausbiegung zurückging, und schließlich wurde durch allmähliche Erhöhung der Belastung die größte Druckkraft (Knicklast) beobachtet, die der Stab übertragen konnte; nach Ansteigerung der Belastung auf diesen Wert ging die Maschine zurück.

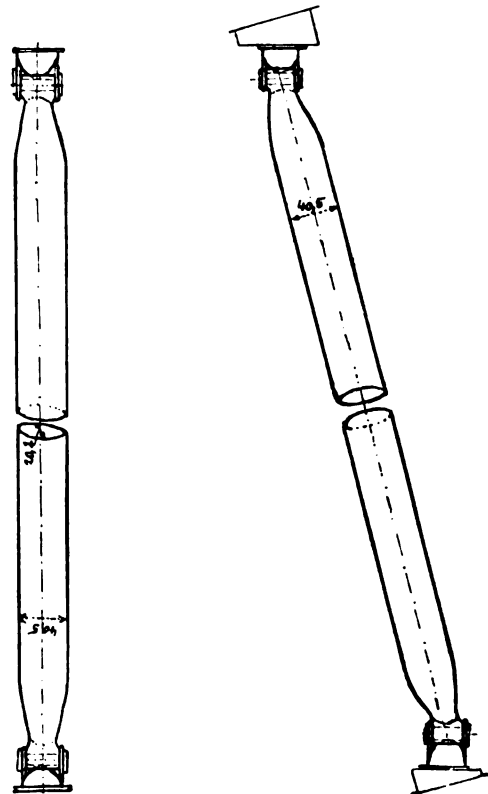


Fig. 1.

Pfosten für einen Doppeldecker, dessen Tragflächen lotrecht übereinander liegen

Fig. 2.

Pfosten für einen Doppeldecker, dessen obere Tragfläche vorgezogen ist.

An den Enden der Pfosten waren Ösen (Fig. 1) autogen angeschweißt, durch die der Befestigungsbolzen hindurchgesteckt war, der den betreffenden Pfosten mit dem Böckchen verband, das seinerseits auf dem Tragdeck angebracht wurde. Diese Endschweißung bewirkte, daß die Knicklänge der Pfosten von der beabsichtigten — für eine Gruppe 120 cm, für die andere 130 cm — zum Teil ein wenig abwich, und zwar bis zu 8 mm. Der Abschluß der Pfosten war verschiedenartig, indem sowohl Stäbe untersucht wurden, die für ein Flugzeug vorgesehen waren, bei dem die obere und untere Tragfläche senkrecht übereinander lagen (Fig. 1), wie auch Stäbe für ein Flugzeug, dessen oberes Tragdeck gegen das untere vorgezogen war (Fig. 2). Die Stäbe wurden mit angefügten Böckchen in der Maschine so eingelegt, daß eine Kräftewirkung erzielt wurde, wie sie für die Pfosten im Flugzeuge selbst auftritt. Deswegen wurde bei den Endausbildungen des zweiten Falles (Fig. 2) unter die Böckchen ein keilförmiges Holzbrettchen untergelegt, so daß die Längsachse des Stabes senkrecht zu den Druckflächen der Maschine verlief. Bei den anderen Pfosten wurden die Auflagerplatten der Böckchen unmittelbar gegen die Druckflächen der Maschine gelegt. Es ergab sich, daß es für die Knickfestigkeit der Pfosten keinen wesentlichen Unterschied ausmachte, ob die Endausbildung nach Fig. 2 oder nach Fig. 1 ausgeführt war.

Es wurden sechs Stahlrohre mit Holzfüllung (Nr. 2, 4, 6, 8, 10, 12) und sechs ohne solche (Nr. 1, 3, 5, 7, 9, 11) untersucht. Die Pfosten der Ziffer 5, 6, 11, 12 hatten abgeboogene Enden nach Fig. 2, die Endausbildung der übrigen Stäbe war gerade, wie dies Fig. 1 zeigt. Folgende Tabellen geben eine Übersicht über die erhaltenen Ergebnisse.

1. Stäbe ohne Einlage.

Ziffer des Stabes . .	Stäbe von ~ 130 cm			Stäbe von ~ 120 cm		
	1	3	5	7	9	11
Höchste Last in kg . .	680	620	700	730	850	980
Entlastet bei kg . .	600	550	600	—	800	800
Die nach Entlastung vorhandene Ausbiegung in mm	auf 100 0,2	0,3	0,2	—	0,5	0,5

2. Stäbe mit Holzfüllung.

Ziffer des Stabes . .	Stäbe von ~ 130 cm			Stäbe von ~ 120 cm		
	2	4	6	8	10	12
Höchste Last in kg . .	650	720	720	1050	850	930
Entlastet bei kg . .	600	700	650	800	600	900
Die nach Entlastung vorhandene Ausbiegung in mm	auf 100 0,07	0,2	0,4	auf 100 0,07	—	0,2

Bei dem Stabe 7 war die Entlastung bei 800 kg vorge-
sehen; ganz unvermutet ging aber die Maschine schon bei
730 kg zurück. Da die beiden anderen hohlen Stäbe von
ca. 120 cm Länge eine Knicklast von 850 kg und 980 kg aus-
hielten, ist es nicht ausgeschlossen, daß das Rohr eine Schwäche
im Material besaß. Dies war auch aus der Art der Defor-
mation zu schließen, die die Eigentümlichkeit einer scharfen
Einknickung zeigte und von der Ausbiegung der übrigen Stäbe
wesentlich abwich. Um einen etwaigen Materialfehler an
der Knickstelle festzustellen, wurde das Rohr an dieser Stelle
durchgeschnitten, doch konnte kein Mangel erkannt werden;
auch eine Druckprobe ergab keinen Anhalt.

Aus den Tabellen erkennt man, daß die Knicklast zweimal
(Stab 2 und 12) bei den gefüllten Stäben kleiner ist, wie bei
den hohlen Rohren (1 und 11), daß zweimal (6 und 10 bzw.
5 und 9) kein wesentlicher Unterschied zwischen hohlen und
holzgefüllten Stäben vorhanden und daß nur in zwei Fällen
(4 und 8 bzw. 3 und 7) die von dem gefüllten Stabe über-
tragene Kraft die des hohlen Stabes nicht unbedeutend über-
schreitet. Dabei ist aber das oben über das Verhalten des
hohlen Stabes 7 Gesagte zu beachten. Jedenfalls geht aus
den Versuchen hervor, daß durch die Holzfüllung unter Um-
ständen die Knickfestigkeit derartiger Stahlrohre erhöht
werden kann, daß aber keine Sicherheit vorhanden, daß dies
auch immer der Fall ist. Da man aber, wie bei allen technischen
Konstruktionen, so vor allem im Flugzeugbau sicher sein
muß, daß die beabsichtigte Festigkeitserhöhung auch tat-
sächlich immer eintritt, — soferne sorgfältig und genau ge-
arbeitet wird — ist die Ausfüllung der betrachteten Stahlrohre
mit Holz als Mittel zur Erhöhung der Knicksicherheit nicht
zu empfehlen. Allerdings kann sie insofern von Vorteil sein,
daß durch sie der Stab gegen seitliches Anstoßen sicherer ist;
es kann eine Einbeulung, die die Knicksicherheit sehr herab-
setzen würde, eher ausgeschlossen werden.

Die Holzfüllung bewirkte gegenüber dem hohlen Stahl-
stab bei der Belastung eine geänderte Formänderung: in der
Wandfläche der Druckseite traten Falten auf, also diese Rohr-
wandung zeigte Ausbeulungen (Fig. 3 und 4), während bei
den hohlen Stäben von diesen Falten kaum etwas zu bemerken
war, vielmehr die übliche Ausknickungserscheinung auftrat
(Fig. 5 und 6). Dies abweichende Verhalten erklärt sich wohl
dadurch, daß der Holzgefüllte Stab sich nicht mehr wie ein
solcher aus einheitlichem Materiale verhält. Das Verhalten
erweckt den Anschein, als ob der innere Holzstab — dessen
übertragbare Knicklast nur etwa den sechsten Teil von der-
jenigen des Stahlrohres beträgt — früher ausbiegt und gegen
die Zugwandung des Rohres gepreßt wird, während die Druck-
wandung des Rohres der auf sie entfallenden Knickbelastung
nicht mehr gewachsen ist und ausbeult; es verhält sich also
gewissermaßen der Rohrquerschnitt selbst gegenüber der
Druckkraft auch nicht mehr wie ein einheitlicher Quer-
schnitt.

Die hier auf der einen Rohrseite auftretende Form-
änderung ist ähnlich der Ausbeulungserscheinung kurzer
hohler Rohre, die aber um den ganzen Rohrumfang
auftritt. Die Fig. 3 bis 6 sind nach Photographien
hergestellt, die von den ausgespannten Stäben auf-
genommen sind und zeigen die verschiedenartige
Formänderung. Es beziehen sich 3 und 3a auf das
gleiche Rohr, ebenso 4 und 4a, 5 und 5a, 6 und 6a.

Aus den obigen Tabellen geht hervor, daß die
höchste übertragene Kraft sowohl bei den Hohlstäben,
wie auch bei den gefüllten Stäben nicht für alle Stäbe
gleich groß ist, vielmehr in ziemlich erheblichen Gren-
zen schwankt. Für die Hohlstäbe liegt wohl eine
Ursache hierfür in der nicht ganz gleichen Endaus-
bildung, die durch die Schweißungen bedingt ist. Bei
den gefüllten Stäben tritt zu diesem Einfluß als be-
deutungsvoll noch der Grad der Anpassung des Holzes
an die innere Rohrwandung, besonders an den Stab-
enden hinzu. Daß es dadurch sehr erschwert wird,
eine Reihe Holzgefüllter Stahlrohre mit gleicher Knick-
festigkeit zu erhalten, ist einleuchtend. Im übrigen
könnte bei den Stäben mit verhältnismäßig kleiner
Knicklast ein etwas exzentrischer Druck mitgespielt
haben. Naturgemäß werden sich auch die Ausknick-
ungen, die bei verschiedenen Lastgrößen entstehen,
für die einzelnen Stäbe verschieden verhalten; die ge-
nauen Messungsergebnisse für die Stäbe 1, 2, 7, 8
sind in folgender Tabelle enthalten. Nach den mir
von Prof. Prandtl gemachten Mitteilungen kommt
es nach seinen Erfahrungen bei Knickversuchen für
das Ergebnis sehr darauf an, wie sich der Stab bei
kleineren Lasten (z. B. ein Drittel der Knicklast) ver-
hält. Wenn er hierbei schon eine merkliche Aus-
biegung aufweist, dann wächst diese später schnell, und
der Stab erreicht manchmal die Eulersche Knickbe-
lastung nicht. Wenn aber die Durchbiegung bei der



Fig. 3.

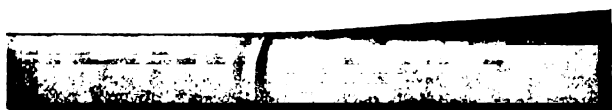


Fig. 3a.



Fig. 4.



Fig. 4a.

Fig. 3 und 4. Ausgelenkte Stahlrohre mit Holzfüllung.

kleineren Last sehr klein ist, dann zeigt der Stab ein ganz anderes Verhalten und hält manchmal bis über die Eulersche Grenzlast; es kommt in diesem Falle die an sich geringe Zapfenreibung in der Öse zur Geltung und bewirkt eine End-

sche Grenzlast überschreitet, liegt wohl daran, daß keine reibungsfreie Gelenkbefestigung vorhanden war.

Die in den zwei letzten Zeilen der Tabelle enthaltenen Angaben beziehen sich auf Stahlrohre mit ellipsenartigem

Ziffer des Stabes	Länge cm	Ausbiegung in der Mitte bei einer Belastung in kg von																Knicklast in kg
		100	200	300	400	450	500	550	600	650	700	750	800	850	900	950	1000	
1	130,2	—	—	0,05	0,15	0,40	0,60	1,40	2,50	5,40	—	—	—	—	—	—	—	680
2	130,5	—	0,02	0,32	0,82	1,37	2,07	2,72	3,97	6,02	—	—	—	—	—	—	690	
7	120,6	—	0,20	0,60	1,05	—	1,70	—	2,80	3,90	5,90	—	—	—	—	—	730	
8	120,5	—	—	—	—	—	0,05	—	0,05	0,15	0,25	0,35	0,60	0,70	0,85	1,55	2,65	1050
13	129,2	—	0,05	0,25	0,42	0,47	0,62	0,82	1,02	1,37	1,82	2,52	3,22	4,60	7,80	—	—	950
14	129,3	—	0,30	0,75	1,25	1,60	1,95	2,60	3,70	4,62	6,22	9,22	—	—	—	—	—	800



Fig. 5.



Fig. 5a.



Fig. 6.



Fig. 6a.

Fig. 5 und 6. Ausgelenkte Stahlrohre ohne Einlage.

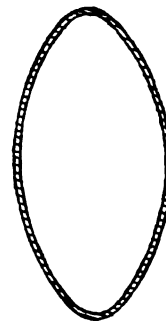


Fig. 7.

Querschnitt der
Stahlrohre
in natürlicher
Größe.

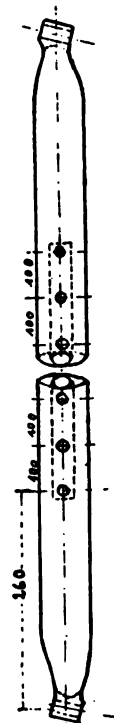


Fig. 8. Stahlrohr mit Einlage eines Stahlrohres von kreisförmigem Querschnitt.

befestigung, die zwischen gelenkartigem Anschluß und Einspannung liegt. Diese Beobachtungen treffen hier in gewisser Hinsicht für die Stäbe 7, 14 bzw. 8, 13 zu. Die für die hohlen Stäbe von 130 cm bzw. 120 cm Länge auf Grund graphischer Ermittlung des Trägheitsmomentes berechneten Eulerschen Grenzlasten betragen bei dem vorliegenden Querschnitt (Fig. 7) rund 610 kg bzw. 715 kg unter Annahme gelenkartiger Befestigung. Daß bei diesen Pfosten die Knicklast die Euler-

Querschnitt, die aber durch ein inneres Stahlrohr mit kreisförmigem Querschnitt versteift sind. Diese Einlage war nicht bis an die Enden des Pfostens geführt, sondern blieb von diesen mit ihren Enden um 260 mm (Fig. 8) entfernt. Um ihre Verschiebung zu verhindern, war die Einlage mit den Wandungen des Pfostens an verschiedenen Stellen verschweißt und vernietet, sowohl an ihren Enden wie auch an zwischenliegenden Punkten. Beide Pfosten wiesen, wie die Tabelle



Fig. 9.



Fig. 9a.



Fig. 10.



Fig. 10a.

Fig. 9 und 10. Ausgelenkte Stahlrohre mit eingelegtem Stahlrohr von kreisförmigem Querschnitt.

zeigt, ganz verschiedenes Verhalten auf, sowohl bezüglich der Ausknickungsgrößen wie auch bezüglich der größten übertragenen Last, die bei dem einen Pfosten 800 kg, bei dem anderen 950 kg betrug. Die Art der Ausknickung war aber bei beiden die gleiche (Fig. 9 und 10): es entstand am Ende der Einlage, also bei der letzten Schweißstelle, ein scharfer Knick, während die Teile zu beiden Seiten dieser Stelle kaum eine Ausbiegung zeigten. Daß der Stab unter entsprechend großer Last die eingetretene Formänderung (Fig. 7, 8) erlitt, kann bei der Ausbildung der Stäbe nicht überraschen; jedoch verriet die Ausbiegungslinie während der Versuche nicht, daß schließlich diese Erscheinung auftreten würde. Der Stab 13 war von 700 kg und 900 kg auf 100 kg entlastet worden, wobei die Ausbiegung auf 0 bzw. 0,7 mm zurückgegangen; bei dem Stabe 14 war von 600 kg auf 100 kg entlastet, und es war eine verbliebene Ausbiegung von 0,8 mm gemessen worden. Diese beiden Versuche zeigen, wie die Einlage nicht angebracht werden soll, lassen aber erkennen, daß durch eine solche eine Erhöhung der Knickfestigkeit der Pfosten erreicht werden kann.

Vorschlag zum Messen der Geschwindigkeit und Richtung des Windes im Luftfahrzeug.

Von Prof. Ernst A. Brauer in Karlsruhe.

Bei einem mit eigener Triebkraft arbeitenden Luftfahrzeug hat man bekanntlich drei Geschwindigkeiten zu unterscheiden:

1. Die Triebgeschwindigkeit u , welche durch die Kraftmaschine hervorgebracht wird,
2. die Windgeschwindigkeit w ,
3. die Reisegeschwindigkeit c , mit der sich das Fahrzeug auf dem Reiseweg über der Erde hinbewegt.

Jede dieser Geschwindigkeiten kann nach Größe und Richtung durch einen Pfeil dargestellt werden, und die drei Pfeile können bekanntlich zu einem Dreieck zusammen gesetzt werden. Werden die Winkel, welche die Geschwindigkeiten u und c mit der Nordrichtung bilden, wie Fig. 1 darstellt, mit α und β bezeichnet, so genügt die Kenntnis der vier Größen

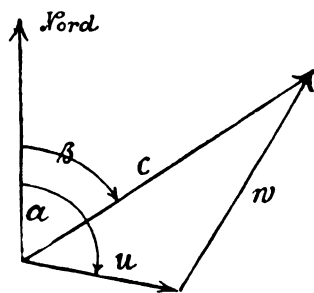


Fig. 1.

u , c , α und β , um das Dreieck zu bestimmen, und mit Hilfe desselben w nach Größe und Richtung zu finden. Nach diesem Verfahren kann man bei einer Fahrt über bekannter Landschaft u aus der Tourenzahl des Motors, c aus der Zeit t berechnen, die man braucht, eine bekannte Strecke s über der Erde zurückzulegen, während α nach dem Kompaß abgelesen, β aus der Landkarte entnommen werden kann.

Bei der Fahrt über fremdem Gelände sowie auch schon über Gegenden, in denen es an Ortschaften oder anderen auf der Karte vermerkten, vom Fahrzeug aus erkennbaren Punkten fehlt, ist es nicht möglich, c aus s und t zu finden. Wohl aber kann man bei klarer Luft β mit ziemlicher Sicherheit beobachten, indem man mit einem Fernrohr oder Diopter einen nicht zu fernen Punkt aufsucht, der sich bei gleichbleibender Fahrtrichtung im Sehstrahl weder rechts noch links bewegt,

¹⁾ S. E. Brauer, Beitrag zur Navigation von Luftschiffen. Verhandl. d. Gesellsch. deutscher Naturforscher u. Ärzte 1911, II. 1. Hälfte. S. 146.

nach welchem also der Reiseweg gerichtet ist. Der Winkel, welchen dieser Sehstrahl mit der Längsachse des Fahrzeuges bildet, ist $\alpha - \beta$, und, da man wieder α nach dem Kompaß ablesen kann, so wird $\beta = \alpha - (\alpha - \beta)$ bekannt.

Nach diesen Beobachtungen ist die die Windgeschwindigkeit darstellende Dreiecksseite insoweit bekannt, als man weiß, daß das hintere Ende von w in der Pfeilspitze von u , das vordere Ende in irgendeinem Punkte des noch unbegrenzten, seiner Richtung nach bekannten Strahles c liegt.

Wird nun bei gleichbleibender Tourenzahl der Maschine der Winkel α und damit auch β geändert, so ergibt sich für c ein zweiter Strahl c_1 , auf welchem die Spitze des Windpfeiles ebenfalls liegen muß, wenn der Wind sich inzwischen nicht geändert hat. Die Spitze von w wird somit als Schnitt der Strahlen c und c_1 gefunden (s. Fig. 2).

Kenntnis des Windpfeiles für die ganze Reise ermöglicht bekanntlich die Konstruktion des Reisewegs und kann daher für die Ortsbestimmung sehr wertvoll werden.

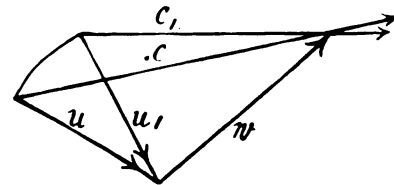


Fig. 2.

Ferner wird man aus den Änderungen des Windes in manchen Fällen voraussehen können, in welcher Weise die Weiterfahrt durch Wind und Wetter beeinflusst werden wird, z. B. auch, ob es hinreichend wahrscheinlich ist, ein beabsichtigtes Ziel zu erreichen.

Endlich kann man erst, wenn der Wind bekannt ist, diejenige Triebgeschwindigkeit u und den Steuerwinkel α angeben, mit denen der Triebstoffverbrauch einer vorgeschriebenen Reise ein Minimum, d. h. der Aktionsradius des Fahrzeuges ein Maximum wird¹⁾.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. Gr. 2. C. 24 820. Treppenschacht für Prallschiffe. Adolphe Clément-Bayard, Levallois-Perret, Seine, Frankreich; A 6. 4. 14. Frankreich 24. 4. 13. E 24. 3. 16.

77h. Gr. 5. A. 26 698. Kugellagerung für Steuerflächen an Flugzeugen. Ago Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A 8. 1. 15. E 24. 3. 16.

77h. Gr. 9. A. 27 297. Federnde Aufhängung für Fahrgestellachsen an Flugzeugen. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A 16. 8. 15. E. 3. 4. 16.

46b. Gr. 6. S. 38 744. Verbrennungskraftmaschine nach dem Zweitaktssystem. Fa. Swan, Hunter and Wigham Richardson Limited und Max Otto Wurl, Newcastle-on-Tyne. A 9. 4. 13. E 17. 3. 16.

46b. Gr. 12. K. 59 825. Regler für Verbrennungskraftmaschinen, bei dem die Drosselklappe selbsttätig durch die Saugwirkung der Brennstoffladung eingestellt wird. Kramer Governor Co., Detroit, Michigan, V. St. A. A 2. 10. 14. E. 17. 3. 16.

46a. Gr. 5. F. 39 095. Verfahren zur Luftzuführung bei Verbrennungskraftmaschinen mit im Arbeitskolben liegender Kammer. Oskar Freiberg, Max Freiberg, Gautzsch b. Leipzig, Spinnereistraße 25, u. Otto Petzsche, Leipzig, Brüderstr. 12. A 27. 6. 14. E. 20. 3. 16.

46b. Gr. 14. R. 39 703. Zweitaktverbrennungskraftmaschine mit einem parallel zum Brennzyylinder angeordneten Pumpenzyylinder ohne schädlichen Raum. Lous Renault, Billancourt, Seine, Frankreich; A 19. 1. 14. E. 20. 3. 16.

46c. Gr. 7. Sch. 46 836. Vorrichtung zum Vermischen des flüssigen Brennstoffes und der Luft mittels einer innerhalb des Zylinders angeordneten, umlaufenden Vorrichtung bei Verbrennungskraftmaschinen. Albert Schmid, Sainte-Adresse, Frankreich. A 20. 4. 14. E 24. 3. 16.

46d. 5. B. 75581. Anlaßvorrichtung für Verbrennungsmaschinen. Frederick John Trevallon Barnes, Hamilton b. Brisbane, Austr. A 17. 1. 14. E. 10. 4. 16.

Patenterteilungen.

77h. Gr. 5. 290313. Befestigung für Tragdeckenholme mit hakenförmigem Ende. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal, Flugplatz. 18. 12. 13. Sch. 45651.

77h. Gr. 5. 290447. Flugzeug mit einem die Längsstabilität selbsttätig regelnden Pendel. Otto Wittkowski, Düsseldorf, Schwanenmarkt 19. 23. 8. 13. W. 43015. D. 31. 1. 16.

77h. 5. 290681. Haltevorrichtung für den Begleiter in einem Flugzeug in aufrechter Stellung. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. 5. 2. 14. Sch. 46082.

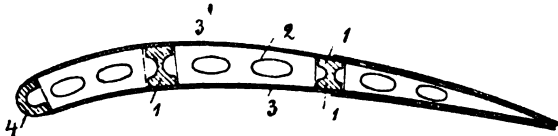
77h. 15. 290682. Einrichtung zum Abwerfen von Fliegergeschossen. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 13. 9. 14. B. 78334.

77h. 15. 290757. Abwurfvorrichtung für Bomben bei reihenweiser Aufhängung an um eine Welle versetzt angeordneten Teilen. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. 14. 10. 14. Sch. 47855.

77h. Gr. 5. 290627. Flugzeug mit je zwei beiderseits der Längsachse angeordneten und über Kreuz gleichartig verstellbaren Steuerflächen; Zus. z. Pat. 277104. Edward E. Dulier, Brüssel. 15. 8. 12. D. 27422.

Auszüge aus den Patentschriften.

284669. Flugzeugflügel. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau, G. m. b. H. in Berlin-Johannisthal. — Der Flügel wird ganz oder teilweise als Kastenträger ausgebildet. Die Holme 1 bilden hier dessen Seitenwände, während der Ober- und Unterboden des Kastens durch Furnierplatten 3 gebildet werden, die gleichzeitig den Flügelbezug darstellen. Es bilden so die Querträger samt den oberen und unteren Platten einen geschlossenen Kasten, der das größte Widerstandsmoment mit geringstem Gewicht vereinigt, während bei bekannten Anordnungen, bei denen Längsträger aus Stahl mit Furnieren bekleidet sind, die Beanspruchung allein von den Längsträgern aufgenommen wird und die Furniere nur zur Bildung der glatten Oberfläche dienen.

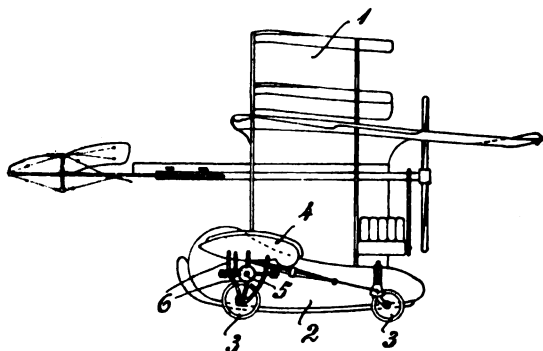


Zu Nr. 284669.

Die obere und untere Fläche des Flügels sind mit Furnierplatten 3 bekleidet, so daß sich im mittleren Teil des Flügels ein Hohlkasten ergibt, dessen Seitenwände durch die Holme 1 und dessen obere und untere Wände durch die Furnierplatten 3 gebildet werden.

286177. Flugzeuggestell mit Laufrädern und Schwimmkörpern. Robert Woerner in Berlin-Johannisthal. —

Zu beiden Seiten der an dem Flugzeugobergestell 1 hängenden Gondel 2 sind Vorder- und Hinterräder 3 sowie Schwimmer 4 angeordnet, wobei die Vorderräder 3 und die Schwimmer 4 im



Zu Nr. 286177.

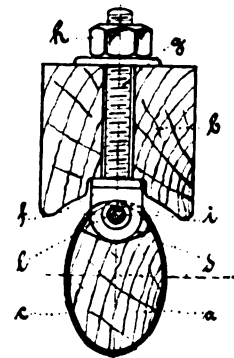
Gleichgewicht an den einander gegenüberliegenden Seiten des von einer wagerechten Achse 5 getragenen Gestells 6 befestigt sind. Die Achse 5 kann von der Gondel aus durch eine Umstellvorrichtung gedreht und somit das Gestell 6 um seine Mittelachse derart verschwenkt werden, daß entweder die Schwimmer oder die Laufräder in die Gebrauchslage kommen. Um auch die Hinterräder

gleichmäßig mit den Vorderrädern hoch oder nieder zu schwenken, sind beide durch ein Gestänge o. dgl. gelenkig derart verbunden, daß eine zwangsläufige Bewegung derselben erfolgt.

284575. Schlagflügel für Flugzeuge mit elastischen Flügelstangen. Dr. Friedrich Kopsch in Berlin-Willmersdorf. — Die elastischen Flügelstangen sind durch besondere Hilfsfedern abgestützt, die einen Teil der Beanspruchung der Flügelstangen beim Auf- und Niedergehen des Flügels aufnehmen und so die Bruchgefahr verringern.

Die elastischen Flügelstangen sind hierbei im Flügelgestell nicht fest eingespannt, sondern mit Spielraum darin beweglich, so daß sie innerhalb des Flügelgestelles um einen bestimmten Betrag auf und ab schwingen können.

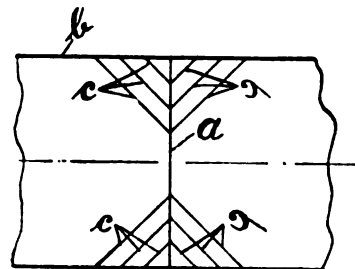
276062. Scharnier zur Verbindung von Flugzeugflächen. August Euler in Frankfurt a. M. — Der Holm a der einen Fläche (Tragfläche oder Schwanzfläche) ist an seiner mit dem Holm b der anderen Fläche (Klappe, Höhen- und Seitensteuer) zu verbindenden Seite in seiner ganzen Länge mit einer Rinne d versehen. Über diesen Holm ist ein Rohr c geschoben, so daß zwischen der Rinne und der Rohrwand in der ganzen Länge des Holmes ein Hohlraum entsteht. Längs der Rinne ist das Rohr c an einzelnen



Zu Nr. 276062.

Stellen mit Einschnitten e versehen. Diesen Einschnitten entsprechend sind an dem andern Holm b eine Reihe starker Metallösen f in bekannter Weise mit Schrauben g und Muttern h o. dgl. befestigt. Diese Ösen passen in die Einschnitte e und legen sich in die Rinne d, und zwar so, daß die Ösenaugen in den Hohlraum zwischen Rinne und Rohrwand zu liegen kommen. Nun wird von dem einen Ende des Holmes a durch den Hohlraum und die Ösen ein Rundstab oder ein dicker Draht e gesteckt. Dadurch sind dann die beiden Holme, die durch den Draht e, die Ösen f und die Rohrwand c gehalten werden, fest miteinander verbunden und gegeneinander scharnierartig beweglich.

285228. Durch Querwände unterteilter Prallschifftragkörper. Dr.-Ing. August v. Parseval in Charlottenburg. — Die Aufgabe der Querwände in unstarren Luftschiffen ist die Trennung des Ballons in selbständige Räume und die Abfangung des Druckes in der Weise, daß ein Überdruck in dem einen Abteil nicht auf das nächstliegende übergehen kann. Zu diesem Zweck müssen



Zu Nr. 285228.

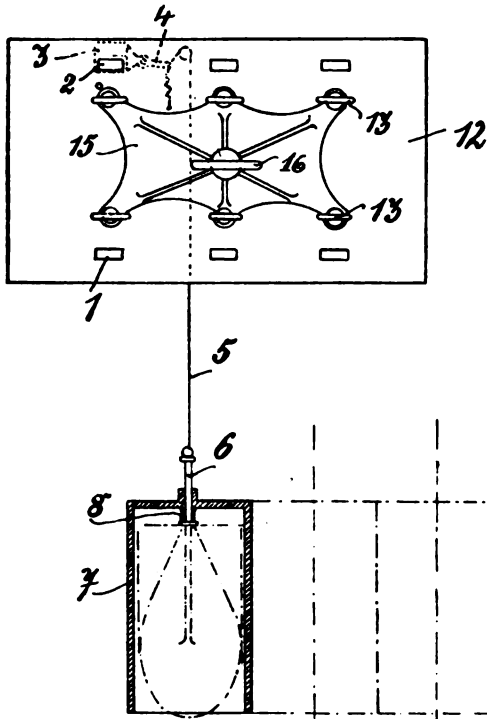
die Schotten möglichst unbewegliche und steife Wände bilden. Bei starren Schiffen wird der Zweck in genügendem Maße durch starre Teile und Verspannungen, sowie durch die große Zahl der Schotten erreicht. Vorliegende Erfindung erreicht denselben Zweck bei Prallschiffen dadurch, daß eine ebene Wand a aus Stoff quer durch den Ballon b gespannt ist und an einer großen Zahl von Punkten, die gleichmäßig über die Wand verteilt sind, nach einer oder nach beiden Seiten durch Leinen c festgehalten ist, welche schräg an dem Umfang des Ballons laufen. Um möglichst viele Leinen

von gleicher Länge zu erhalten, endigen sie an der Außenhülle in Ringen, die senkrecht um den Ballon liegen. Hat eine Seite des Schottes Überdruck, z. B. wenn sich das Luftschiff schräg stellt, so wird das Schott sich zwischen den einzelnen Haltepunkten durchwölben, jedoch nur in geringem Maße. Die einzelnen Haltepunkte auf der Querwand müssen so dicht aneinander liegen, daß die Volumenverminderung der oberen Abteilung nur klein ist und durch eine ganz geringe Dehnung der Hülle ausgeglichen werden kann, so daß eine unzulässige Beanspruchung der Hülle nicht eintritt.

286453. Schaltbrett für Bombenwurfeinrichtungen auf Flugzeugen. Hermann M. Fremery in Berlin-Johannisthal. — Bei Bombenwurfeinrichtungen besteht bekanntlich die Gefahr, daß sich eine Bombe die zum Fallen gebracht werden soll, in dem Bombengehäuse festklemmt und sich erst bei dem durch das Landen des Flugzeugs auftretenden mehr oder minder starken Stoß auslöst, zu Boden geschleudert und dadurch zur Explosion gebracht wird.

Um diesen Nachteil und die damit verbundene Gefahr zu vermeiden, werden an dem Schaltbrett den einzelnen Bomben zugeordnete Schauöffnungen mit Anzeigeklappen vorgesehen, welche letztere durch die Anfangsbewegung der ausgelösten Bomben unter Federdruck folgende, an dem Bombengehäuse angeordnete Schiebeglieder zwangsläufig gesteuert werden.

Diese Anzeigevorrichtung ermöglicht es daher dem mit dem Abwurf der Bomben betrauten Flugzeugbegleiter, die beginnende Austrittsbewegung der Bomben mit Sicherheit zu überwachen und bei entsprechender langer Ausbildung der Schiebeglieder auch den vollständigen Austritt der Bomben aus dem Gehäuse festzustellen.

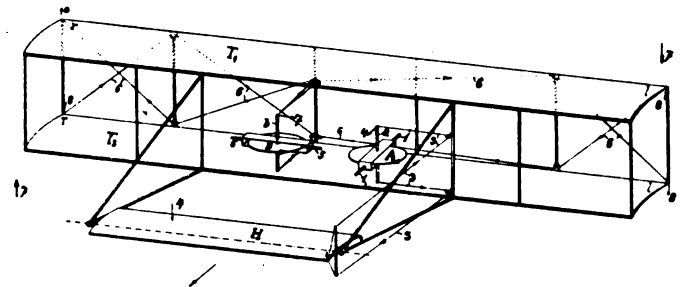


Zu Nr. 286453.

Auf der die Auslösevorrichtung der einzelnen Bomben tragenden Schalttafel ist eine der Anzahl der Bomben entsprechende Zahl von Ausschnitten 1 vorgesehen, hinter denen in verschiedenen gefärbte Felder 2, 3 geteilte Anzeigeklappen 4 beweglich sind, die mittels Zugschnur 5 mit einem Bolzen 6 verbunden sind, der in der Decke des Bombengehäuses 7 verschiebbar ist und unter dem Einfluß einer Feder 8 steht. Der Bolzen 6 wird durch die in dem Gehäuse befindliche Bombe unter Zusammendrückung der Feder 8 in der Hochstellung gehalten, so daß nach Auslösung der Bombe deren Anfangsbewegung unter gleichzeitigem Vorrücken des Bolzens 6 beschleunigt wird und durch den Bolzen 6 bzw. die Schnur 5 die der ausgelösten Bombe entsprechende Anzeigeklappe bewegt wird, so daß die vor der Schauöffnung sichtbar gewesene Farbe der Klappe wechselt.

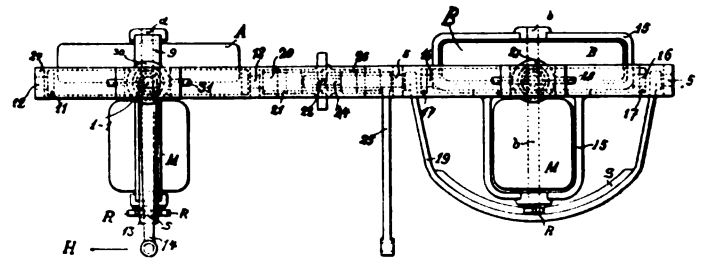
Durch entsprechende Verlängerung des Bolzens 6 kann die Einrichtung auch so getroffen werden, daß die Anzeigevorrichtung erst nach vollständigem Austritt der Bomben aus dem Gehäuse in Tätigkeit tritt.

286217. Selbsttätiger Kreiselstabilisator für Flugzeuge. Edmund Sparmann in Wien. — In ein Flugzeug mit den Tragflächen T^1 , T^2 , dem Höhensteuer H und beispielsweise verwindbaren Flügeln sind zwei Kreisel A , B eingebaut (Fig. 1), deren senkrechte Drehachsen a bzw. b um die wagerechte Welle $r-r$ bzw. $s-s$ schwingen können, wobei die Welle $r-r$ des zur Regelung von Störungen der Längsstabilität bestimmten Kreisels in der Flugrichtung gelagert ist, während die Schwingachse $s-s$ des zur Regelung der Seitenstabilität dienenden Kreisels B senkrecht zur Flugrichtung verläuft. Die Steuerung geschieht in der Weise, daß der Führer durch Verstellen des Hebels das Flugzeug gegen die Rotationsebene des Kreisels zu verstellen sucht und dabei einen Druck auf den Kreisel ausübt, der darauf eine Präzessionsbewegung ausführt. Durch geeignete Verbindung des Kreiselgerahmens mit den Steuerflächen wird nun durch deren Verstellen infolge der Präzessionsbewegung des Kreisels die vom Führer durch den Hebeldruck angestrebte Lagenänderung des Flugzeuges vollendet.



Zu Nr. 286217 (Fig. 1).

Wird dagegen das Flugzeug durch eine Bö aus seiner Lage gebracht, so sucht es den Kreisel mitzunehmen. Die Richtung dieser Bewegung und damit auch der auf den Kreisel wirkenden Kraft ist dabei gerade entgegengesetzt derjenigen, welche entsteht, wenn das Flugzeug durch Steuerung in diese Lage gebracht werden sollte. Mithin erfolgt die Präzessionsbewegung des Kreisels und die Verstellung der Steuer so, daß die durch die Bö verursachte Lagenänderung durch eine vom Kreisel bewirkte Steuerstellung wieder ausgeglichen wird.



Zu Nr. 286217 (Fig. 2).

Das Trägheitsmoment der Kreisel muß verhältnismäßig groß sein, weil ihre Präzessionsbewegung die Steuer verstellen soll; derartige Kreisele haben auch eine große Gyroalkraft, mithin den Vorzug, daß dieselben durch diese eine wesentliche Dämpfung der Schwingungen des Fahrzeuges ausüben. Die Kreisele wirken direkt ohne Hilfsmotor auf die Steuerflächen ein, so daß man gegenüber der Steuerung mit Hilfsmotor das Gewicht des letzteren erspart, wodurch die durch größere Kreisele erzeugte Mehrbelastung ausgeglichen wird. Ferner wird auch die Stärke und Geschwindigkeit der regelnden Wirkung von der Störungskraft abhängig, auch tritt die Regelung sofort in Wirkung, während bei Verwendung eines Hilfsmotors erst eine Schaltsvorrichtung verstellbar werden muß und ein Zeitraum für das Angehen des Motors erforderlich ist. Ein weiterer Vorteil der unmittelbaren Übertragung liegt in der Unabhängigkeit der Stabilisierung von dem Arbeiten des Antriebsmotors bzw. Hilfsmotors.

Jeder der Kreisele wirkt durch Drahtzüge 3 bzw. 6 oder Gestänge unmittelbar auf die Stabilisierungsflächen, also im dargestellten Beispiel auf das Höhensteuer H und die verwindbaren Tragflächenenden l , r . Es wird also bei Einwirkung einer Störungskraft (Windstoß, Bewegung der Insassen usw.), welche das Fahrzeug im Sinne des Pfeiles 4 zu neigen bestrebt ist, der Kreisel A durch seine Präzessionsbewegung in der Richtung der in den Drahtzügen eingezeichneten Pfeile um die Achse $l-l$ verschwenkt und bewegt die Drahtzüge derart, daß das Steuer H durch Vergrößerung des Einfallwinkels die Längsstabilitätsstörung ausgleicht.

In gleicher Weise beeinflußt der Kreisel B die Drahtzüge 6 in der Richtung der eingezeichneten Pfeile, wenn eine Kraft bestrebt ist, das Flugzeug in der Richtung des Pfeiles 7 zu drehen

Bei der Anordnung von Einzelkreiseln, die durch ihre Präzessionsbewegung stabilisieren, ist es nun erforderlich, daß in dem Flugzeug stets ein Kreisel für die Längsstabilisierung und einer für die Querstabilisierung eingebaut wird, denn wenn man beispielsweise nur für die Erhaltung der Querstabilität einen Kreisel einbaut, so würde dieser auch bei Verdrehung der Fahrzeuglängsachse nach aufwärts oder abwärts, also zur unzweckmäßigen Zeit auf die Querstabilisierungsflächen einwirken, weil bei einer solchen Verlegung der Fahrzeuglängsachse der Abstand zwischen der hierbei im Raum unverrückt bleibenden Kreiselachse b und einem Punkt des Fahrzeuges, an welchem die Drahtzüge geführt sind, sich vergrößert oder verkürzt, was eine Verschiebung der Drahtzüge, also eine Verstellung der Querstabilisierungsmittel, zur Folge hätte. Ebenso würde umgekehrt die zur Erhaltung der Längsstabilität dienende Kreiseleinrichtung bei willkürlicher Verdrehung der Fahrzeugquerachse (z. B. in Kurven) eine unerwünschte Tätigkeit aufweisen. Um diese unerwünschten Verstellungen auszuschalten, wird der zum Anschluß der Kreisel an die Drahtzüge dienende Hebel gleichzeitig mit der willkürlichen oder auch unwillkürlichen Steuerung so verstellt, daß die Steuer in ihrer mittleren Lage verbleiben, trotzdem sich die Stellung der Kreisel gegenüber dem Flugzeug verändert hat.

Um nun eine Handsteuerung und die soeben erwähnte Verstellung des zu dem anderen Kreisel gehörenden Steuerhebels zu ermöglichen, ist der Stabilisator in folgender Weise gebaut. (Fig. 2.)

Jeder der beiden Kreisel A und B für die Längs- bzw. für die Querstabilisierung ist mit seiner senkrechten Achse a bzw. b in einem senkrechten Ring 9 bzw. 15 gelagert und wird beispielsweise mittels eines innerhalb des Ringes angeordneten Elektromotors M in rascher Umdrehung erhalten. Die senkrechten Ringe 9 bzw. 15 sind mit Zapfen 10 bzw. 16 in je einem wagerechten Ring 11 bzw. 17 drehbar gelagert, wobei die Zapfen 10 des Ringes 11 parallel zur Längsachse und die Zapfen 16 des Ringes 17 senkrecht zur Längsachse verlaufen. Jeder der wagerechten Rahmen oder Ringe 11 , 17 ist mit wagerechten Zapfen 12 bzw. 18 in dem gemeinsamen Lagerrahmen 24 gelagert, wobei diese Zapfen, soweit es sich um die selbsttätige Stabilisierung handelt, keine Drehung vollführen, jedoch willkürlich vom Führer aus zwecks Verschwenkung ihrer Horizontalringe gedreht werden können, wodurch eine Höhensteuerung oder eine Änderung der Seitenneigung erzielt wird. Will man nämlich die Höhenrichtung oder Seitenneigung willkürlich ändern, so würde dem die Gyalkraft des Kreisels A bei der Höhensteuerung und des Kreisels B bei Quersteuerung entgegenwirken. Man muß daher den Winkel zwischen Kreiselachse und Flugzeug entsprechend der gewollten Höhen- bzw. Schrägsteuerung ändern können, was dadurch geschieht, daß sich das Flugzeug um den im Raum durch seine Gyalkraft festgehaltenen Kreisel dreht, wobei gleichzeitig wegen der Trägheit des Fahrzeuges der Kreisel eine Präzessionsbewegung vollführt, welche die Steuerflächen o. dgl. derart verstellt, daß sie in demselben Sinne den Flugapparat zu drehen trachten.

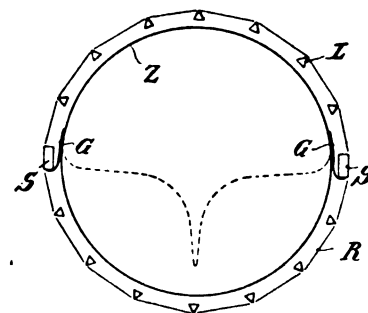
Zur Übertragung der um die Zapfen 10 bzw. 16 stattfindenden Präzessionsbewegung der Kreisel A bzw. B auf die Übertragungsmittel (z. B. Drahtzug 3 bzw. 6) wird der Ausschlag des Ringes 9 bzw. 15 mittels an demselben angeordneter Rollen R auf eine Schiene S des Bügels 13 bzw. 19 übertragen. Der Krümmungsmittelpunkt dieser Schiene liegt im Schnittpunkt der Kreiselachse mit der durch die zugehörigen Zapfen 12 bzw. 18 gelegten Ebene, so daß die Rollen R längs der Schienen gleiten können. Die Bügel 13 bzw. 19 sind mit Achsen 1 bzw. 5 in dem Rahmen 24 gelagert, auf denen die Hebel 14 bzw. 25 sitzen, welche die Drahtzüge oder das Gestänge, das Höhensteuer bzw. die Querstabilisierungsmittel verstellen. Diese Hebel sind jedoch nicht fest auf diesen Achsen angebracht, sondern sind durch besondere Teile unter Verwendung je eines Vierkants und eines steilgängigen Schraubengewindes mit diesen Achsen gekuppelt, um bei einer Handsteuerung die schädliche Verstellung des in der anderen Richtung stabilisierenden Kreisels auszuschalten. Es findet also eine Schwenkung des Hebels 14 um seine Achse 1 statt, wenn der Kreisel B um die Zapfen 18 geschwenkt wird, und der Hebel 25 wird um seine Achse 5 geschwenkt, wenn der Lenker eine Änderung der Höhensteuerung durch Drehung des Zapfens 12 des Kreisels A bewirken will.

Um nun z. B. eine Höhensteuerung herbeizuführen, wird vom Höhensteuerhebel (Höhensteuerrad o. dgl.) die Mutter 21 , welche mit ihren Zapfen 22 in Schlitzen 23 des Rahmens 24 geführt ist, achsial verschoben; hierdurch findet eine Drehung der zu einer steilgängigen Schraube 20 ausgebildeten Achse 12 statt, was einerseits eine Verstellung des Winkels (Anstellwinkels) zwischen Kreiselachse und Flugzeug und andererseits eine Präzessionsbewegung der Kreiselachse a auslöst, die das Höhensteuer verstellt. Die Schraube 20 ist so steilgängig, daß sie gegen eine Drehung der Achse 12 vom Ring 11 aus selbstsperrend wirkt, d. h. bei Einwirkung einer Drehungskraft am Schraubenbolzen 12 ist die achsial wirkende Komponente kleiner als die Reibung und daher nicht imstande, die Schraubenmutter zu verschieben.

Da sich bei dieser Höhensteuerung die Flugmaschine auch um das Gyroskop B dreht, würde sich die relative Lage des Hebels 25 zu den Steuerorganen l, r ändern, was eine unerwünschte Verstellung der Schräglagensteuerung und mithin eine unbeabsichtigte seitliche Neigung des Fahrzeuges hervorrufen würde. Um dieses zu verhindern, wird gleichzeitig der Hebel 25 o. dgl. mittels eines selbstsperrenden Schraubentriebes nicht nur vom Stabilisator B , sondern auch von der willkürlichen Steuerung beeinflussbar ausgebildet. Gemäß der gezeichneten Ausführungsform ist der Hebel 25 auf der Achse 5 zwar drehbar, aber unverschiebbar gelagert, besitzt auf der Außenseite seiner Nabe ein steiles Schraubengewinde und kann von der längs eines vierkantigen Teiles der Achse 5 gerade geführten Schraubenmutter 26 verschwenkt werden, und da diese Verschwenkung gleichzeitig mit der Drehung der Achse 12 stattfinden soll, ist es zweckmäßig, die Muttern 21 und 26 miteinander achsial zu verbinden, wobei allerdings der Mutter 26 die unabhängige Drehbewegung gewahrt werden muß, damit sich bei der selbsttätigen Seitenstabilisierung ihr Hebel 25 verdrehen kann.

Entsprechend ist eine Einrichtung zur Änderung der seitlichen Neigung, wie sie in Kurven erforderlich ist und die der Stabilisator sonst verhindern würde. Hierzu wird die Welle 18 verdreht, und zwar mittels einer Verschiebung der auf dem gleichfalls steilgängigen Schraubenzapfen verschiebbaren Mutter 27 , welche durch in Schlitzen des Rahmens geführte Zapfen 28 an einer Drehung gehindert ist. Auch hier muß der relativen Lagenänderung zwischen dem Hebel 14 und dem Fahrzeug Rechnung getragen werden, die bei willkürlicher Änderung der Seitenneigung eintreten würde, und es sind daher gleichfalls Einrichtungen getroffen, durch welche eine Verschwenkung des Hebels 14 unabhängig von Achse 1 und Kreisel A herbeigeführt werden kann. Zu diesem Zweck sitzt der Hebel 14 lose drehbar aber achsial unverrückbar auf dem runden Teil der Welle 1 , während der kantige Teil dieser Welle der Mutter 29 zur Führung dient, die überdies durch die Zapfen 31 in Schlitzen des Rahmens 24 geführt wird; da diese Welle sich jedoch auch bei automatischer Höhensteuerwirkung des Kreisels A drehen muß, um ihre Drehbewegung auf den Hebel 14 zu übertragen, sind die Führungszapfen 31 an einem in einer Ringnut der Muffe angreifenden Ring 30 angeordnet.

285374. Starres Luftschiff. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H. in Siemensstadt b. Berlin. — Bei Luftschiffen starrer Bauart wird der Auftrieb der Einzelzellen durch die über der Mitteloberfläche liegende Oberfläche der Einzelzellen auf die oberen Längsträger der Gerüstkonstruktion übertragen. Demgemäß werden diese Träger, die bereits auf Knickung beansprucht werden, besonders kräftig ausgeführt werden müssen. Beim vorliegenden Luftschiff werden die Einzelzellen des Luftschiffes mit Hilfe geeigneter Gurte an den Seitenträgern des Gerüsts, und zwar zweckmäßig ein wenig unterhalb der Mittelebene des Luftschiffes, befestigt, so daß der Auftrieb nicht mehr auf die oberen Träger, sondern auf jene seitlichen Träger übertragen wird. Dadurch werden diese, da sie in der neutralen Schicht des Gerüstquerschnittes liegen und dadurch verhältnismäßig gering beansprucht sind, besser ausgenutzt; andererseits läßt sich auch durch Vereinigung zweier übereinanderliegender

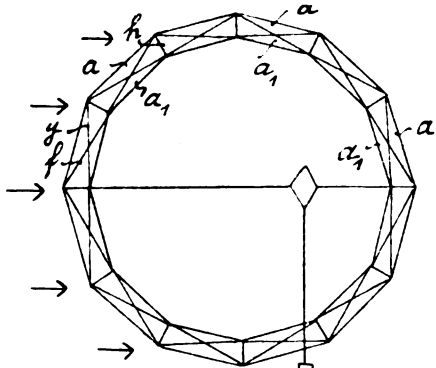


Zu Nr. 285374.

Seitenträger durch ein leichtes Gitterwerk unter Berücksichtigung der Beanspruchungen in der Vertikallängsebene ein besonders widerstandsfähiger Träger erzielen. Die obere Hälfte der Einzelzellen muß ein wenig stärker sein, als sie bei der bisherigen Ausführung war. Bei der bisherigen Ausführung benötigte man jedoch ein Ramieschutznetz, um den Zwischenraum zwischen Innenhüllen und Außenhüllen sicher zu erhalten. Das Mehrgewicht der Hüllen wird durch den Wegfall des Ramienetzes fast vollkommen ausgeglichen. Das Gerüst des Luftschiffes besteht aus einer Anzahl von Längsträgern L und S , die durch starre Querringe R miteinander verbunden sind. Zwischen den Längsträgern und den Ringen befinden sich die Einzelzellen Z . Auf jeder Seite der Gaszelle Z in der Nähe der größten Breite in der Erzeugenden des Zylinders ist ein Gurt G an der Hülle befestigt und mit diesem Gurt die Zelle an den

Längsträgern S festgebunden. Es empfiehlt sich, die Befestigung der Zelle so tief zu legen, daß der untere Teil der Gaszelle nicht größer ist als der obere, damit beim Entleeren ein vollkommenes Ineinanderlegen der Hüllenhälften möglich ist. Bei halbgefüllter Zelle nimmt der untere Teil der Hülle die durch die gestrichelte Linie angedeutete Lage ein.

286542. Raumbachwerk für Luftschiffe. Wilhelm Lübbecke in Stuttgart. — Bei den in der deutschen Patentschrift 263230 beschriebenen, mit Spreng- und Hängewerken armierten Raumbachwerken wird eine Verstärkung dadurch erreicht, daß man die Spitzen der Spreng- und Hängewerke durch Vierecksstäbe und Diagonalketten miteinander verbindet. Man erhält dann schalenförmige Raumbachwerke, deren äußere Gurtung die Vierecksstäbe (a des Patentes 263230), deren innere Gurtung die neuen unteren Vierecksstäbe a_1 sind, und deren Diagonalen die bisherigen Druck- und Zugstreben f und y der Spreng- und Hängewerke, und deren Vertikalen die bisherigen Gelenkbolzen h sind (vgl. die Zeichnung). Durch diese Verstärkung wird das Gewicht nur unwesentlich erhöht; denn die äußeren Vierecksstäbe und die Diago-



Zu Nr. 286 542.

nen dieser schalenförmigen Raumbachwerke können jetzt leichter werden als früher die Vierecksstäbe und Zug- und Druckstreben allein, was das Mehrgewicht durch die neuen unteren Vierecksstäbe wieder ausgleicht. Die Anordnung hat den Vorteil z. B., daß bei Ballons mit doppelten Ballonhüllen die äußere Hülle an den äußeren, die innere Hülle an den inneren Vierecksstäben konstruktiv bequem befestigt werden kann und außerdem das doppelte Netzwerk eine erhöhte Sicherheit bietet. Man kann dies schalenförmige

Raumbachwerk ebenso wie die Raumbachwerke des Patentes 263230 aus Einheitsmaterial herstellen.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Handbuch der Gastechnik. Band VIII: Das Gas als Wärmequelle und Triebkraft. Bearbeitet von F. Schäfer, P. Spaleck, A. Albrecht, Joh. Körting, A. Sander. Verlag R. Oldenbourg in München und Berlin. Großoktav, 250 S. mit 279 Textabbildungen. Preis: Geh. M. 14.—, geb. M. 15.—.

Inhalt. I. Schäfer, Das Gas als Wärmequelle. II. Spaleck, Warmwasserversorgung und Raumheizung. III. Albrecht, Die Anwendung der Gasfeuerung zur Speisebereitung und zum Waschen und Bügeln. IV. Schäfer, Das Gas als Heizmittel in Gewerbe und Industrie. V. Körting, Gasmotoren. VI. Sander, Gasindustrie und Luftschiffahrt. — Wie die Inhaltsübersicht zeigt, wendet sich dieser Band nicht nur an die Verwaltungen, Ingenieure und Fabrikanten des Gasfaches, sondern auch an die Verbraucher des Gases, die sich seiner als Wärmequelle im Haushalt, im Gewerbe, als Triebkraft für Motoren und zur Luftschiffahrt bedienen. Dieses Kapitel macht das Buch für Luftschiffer besonders wertvoll.

Im Kampf gegen Rußland. Von Wilhelm Conrad Gomoll, Verlag F. A. Brockhaus Leipzig 1916. Großoktav, 180 Seiten mit 42 Bildern. Preis: geh. M. 1.—.

Deutschlands Eroberung der Luft. Von Ing. Willi Hackeberger, neunter Band der Montanus-Bücher von Walther Stein, mit einem Geleitwort von Helmuth Hirth. Verlag: Hermann Montanus, Siegen. Quart, 112 Seiten mit 315 Abbildungen, Preis: geheftet M. 2.—.

Die Abbildungen, sämtlich nach guten photographischen Aufnahmen, werden durch einen kurzen Text erläutert.

Gegen die englische Finanzvormacht. Sonderdruck aus der „Frankfurter Zeitung“. 4. Auflage. Versandt durch den „Deutsch-Brasilianischen Handelsverband, E. V., Berlin W 8. Oktav, 68 S.

„Nach Osten!“ von Sven Hedin. Verlag: F. A. Brockhaus-Leipzig. 1916. Kl. 8^o, 182 S., Preis M. 1.—.

Taschenatlas der Kriegsschauplätze. 18 Teilkarten und 2 Übersichtskarten. Verlag: Kriegs-Verlag, A.-G. Berlin W 9, Potsdamer Platz 3. Kl. 8^o, 31 S. Preis M. 0.10.

Der Krieg 1914/16 in Postkarten. Verlag: J. F. Lehmanns Verlag — München. Preis jeder Reihe (10 Karten): M. 1.—. Der Reinertrag ist zu Gunsten der Ostpreußenhilfe 1915 bestimmt. Die Ansichtskarten der Abteilungen „Das deutsche Heer“ und „Flugwesen“ sind ganz besonders interessant.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Aml Steinplatz Nr. 6001.

1. Verspätet erhalten wir die Nachricht von dem Ableben des Geheimrats Professor Dr. E. Riecke, Göttingen, den unsere Gesellschaft seit ihrer Gründung zu den Ihrigen zählen durfte; wir werden dem verehrten Mitgliede ein ehrendes Gedenken stets bewahren.

2. Beförderungen und Auszeichnungen:

Unser Mitglied, der zurzeit im Felde stehende bekannte österreichische Fachschriftsteller Hermann Hörnes, dessen Auszeichnung wir erst kürzlich melden konnten, ist zum Oberst befördert worden.

Unserem Vorstandsmitglied und Obmann unseres Ausschusses für Aerologie, dem als Major dem großen Hauptquartier im Westen zugeteilten Geheimen Regierungsrat Professor Dr. Hergesell, Präsident des Deutschen Luftfahrer-Verbandes, sind in letzter Zeit folgende Auszeichnungen zu teil geworden: das Großkreuz des Bulgarischen Alexander-Ordens, das Ritterkreuz des Bayerischen Militär-Verdienst-Ordens mit Krone und Schwertern, das Ritterkreuz des Sächsischen Albrecht-Ordens mit Schwertern, das Ritterkreuz der Württembergischen Krone mit Schwertern.

Unserem Mitglied, dem Obersten Freiherrn von Oldershausen, Generalstabschef eines Reservekorps im Westen, dessen vielfache Auszeichnungen wir an der gleichen Stelle bereits melden konnten, wurde zum Geburtstag Seiner Majestät des Kaisers der Hohenzollernsche Hausorden mit Schwertern verliehen.

Unser Mitglied, der Generaldirektor der Farbenfabriken vorm. Bayer & Co., Leverkusen, Geheimer Regierungsrat Professor Dr. Ing. et med. Karl Duisberg wurde mit dem Eisernen Kreuze ausgezeichnet.

3. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als ordentliche Mitglieder für das laufende Geschäftsjahr aufgenommen:

Dipl. Ing. W. Mumm, zurzeit bei einer Fliegerabteilung im Felde,

Dipl. Ing. Max Munk, Assistent an der Universität Göttingen, Friedländerweg 7.

Die Geschäftsstelle.

INHALT:

Nachruf für Dipl.-Ing. Paul Bèjeuhr †. S. 17.
Tragflächenuntersuchungen der englischen Versuchsanstalt in Teddington. Von C. Wieselsberger. S. 18.
Über Knickfestigkeit von Stahlrohren mit Holzfüllung. Von W. Schliak, Professor an der Techn. Hochschule in Braunschweig. S. 21.

Vorschlag zum Messen der Geschwindigkeit und Richtung des Windes im Luftfahrzeug. Von Prof. Ernst Brauer in Karlsruhe. S. 24.
Patentschau. S. 24.
Bücher-Besprechungen. S. 28.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 28.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART

Gh. Hofr. Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN — GRAVENHAGE

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. SEPPÉLER
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF

H. BOYKOW
PROF. AN DER UNIVERSITÄT A. D. FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPLOM-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

25. März 1916.

Heft 5 und 6.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — **BEILAGEN**, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt. **STELLENGESUCHE** werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steiglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steiglitz 1779, Telegr.-Adresse: „Vorreiter Berlin-Steiglitz“.

INHALT:

Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. 10. Flügelfestigkeitsprüfungen. Von Wilhelm Hoff. S. 29.
Hilfsmittel zur numerischen Berechnung im Flugzeugbau. (Flugzeugrechen-schieber von Raoul Hofmann.) Von Dipl.-Ing. Max Munk. S. 37.

Paul Béjeuhr †. Von L. Prandtl. S. 39.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 40.

Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

10. Flügelfestigkeitsprüfungen.¹⁾

Von Wilhelm Hoff.

A. Verfahren bei Flügelfestigkeitsprüfungen.

1. Einleitung.

Eine Reihe von Unglücksfällen führte dazu, daß eine maßgebende Stelle umfangreiche Versuche über die Festigkeit des Flugzeugverbandes vorgenommen und auf Grund der gewonnenen Ergebnisse Bauvorschriften erlassen hat, welche dem Flugzeugbau größte Sorgfalt in Ausführung und Berechnung zur Pflicht machen. Die Bausicherheit für Flugzeuge ist dadurch in den Vordergrund des Interesses gerückt.

Das Bedürfnis, Flugzeuge auf Festigkeit prüfen und die Ergebnisse der Versuche in nutzbringender Weise verarbeiten zu können, ist fühlbar geworden.

Die Versuchsanstalt hat diesen Wunsch der Industrie erkannt und Einrichtungen durchgearbeitet, welche für diesen Zweck geeignet sind.

Festigkeitsuntersuchungen am Flugzeug können so zahlreich sein, wie die Vielseitigkeit der Beanspruchungen, denen das Flugzeug am Boden, in der Luft und beim Transport ausgesetzt ist. Von vorherrschender Wichtigkeit sind solche Untersuchungen, welche Teile betreffen, die zur Erhaltung des Flugzeuges dienen, und unter diesen die Prüfungen der Flügel und ihres Verbandes am Rumpf.

¹⁾ Dieser Bericht lag ausgearbeitet zwei Monate vor Kriegsbeginn vor. Seine Veröffentlichung wurde zurückgehalten. Die neueren Erfahrungen sind in demselben nicht aufgenommen.

Die Prüfungen an Flugzeugflügeln unterscheiden sich von den an anderen Einrichtungen, die einer Kontrolle auf Bruchsicherheit bedürfen (Brücken, Gewölbe, Dampfkessel), vorgenommenen Festigkeitsuntersuchungen dadurch, daß sie bis zum Bruche eines Konstruktionsteiles durchgeführt werden.

Dies geschieht, da viele Konstruktionseinzelheiten des Flugzeuges noch nicht genügend durchgebildet sind und deshalb nicht im Einklang mit dem ganzen Aufbau stehen. Ist diese Entwicklungsstufe überwunden, so wird man aus der Bruchprüfung einzelner Teile und aus dem Verhalten eines Flügels unter mäßiger Belastung auf sein richtiges Gefüge, seine Schwächen und die Richtigkeit der Berechnung schließen können. Die Kosten des bisher vernichteten Materials werden gespart. Auch verspricht die Belastungsprüfung ein tieferes Eindringen in die Zusammenhänge der Flügelfestigkeit, als die jetzt verwandte Bruchprobe.

Die Schilderung der Grundsätze des bei Flügelfestigkeitsprüfungen benutzten Verfahrens und seiner Anwendung an der Hand eines Beispiels ist der Inhalt dieses Berichtes.

2. Literatur.

Reißner hat in seinem Vortrag „Beanspruchung und Sicherheit von Flugzeugen“¹⁾ die auftretenden Fragen eingehend gewürdigt. Insbesondere hat er die Verteilung der Luftkräfte auf Rippen und Holme eines Flugzeugflügels und ihre Veränderlichkeit bei verschiedenen Anstellwinkeln einer Betrachtung unterzogen, so daß die von ihm aufgestellten Grundsätze bei den Flügelfestigkeitsprüfungen der Deutschen Versuchsanstalt²⁾ als Richtlinien benutzt werden konnten.

¹⁾ Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik, 1. Band, 1913, Verlag Julius Springer, Berlin, S. 85 bis 107.

²⁾ Jahrbuch der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, 1. Band, 1912—13, Verlag Georg Stilke, Berlin, S. 25 bis 29.

3. Nachahmung der Luftkräfte durch Aufschüttung eines Sandberges auf den umgekehrten Flügel.

Bei Flügelprüfungen tritt an Stelle der auf die Flugzeugflügel wirkenden Luft vorteilhaft fein gesiebter und trockener Sand, welcher entsprechend der Größe und Verteilung der angreifenden Kräfte auf den umgewendeten Flügel aufgebracht wird. Durch die Formgebung des aufgeschütteten Sandberges können dabei die Luftkräfte ihrer Größe nach, durch die Einstellung der Flügelsehne zur wagerechten ihrer Richtung nach dargestellt werden.

4. Doppel- und einseitige Flügelfestigkeitsprüfung.

Die Festigkeit von Flugzeugflügeln kann entweder am ganzen Flugzeug oder getrennt von diesem geprüft werden. Ersteres geschieht mit dem vollständigen Flugzeug, das an den Angriffspunkten der Hauptgewichte durch starke Balken und Bohlen unterstützt wird. Das zweite Verfahren wird in der Weise vorgenommen, daß ein einzelner Flügel seiner Befestigung am Flugzeugrumpf entsprechend an einem Prüfungsgerüst, wie ein solches sich in der Prüfungshalle der Deutschen Versuchsanstalt befindet, angebracht wird.

Für die doppelseitige Prüfung spricht der Umstand, daß die Wahrscheinlichkeit, Schäden aufzudecken, zweifach ist, und daß das Flugzeug so belassen werden kann, wie es ausgeführt ist.

Für die einseitige Flügelprüfung läßt sich anführen, daß sie billiger als die doppelseitige ist, und daß sie die Möglichkeit bietet, bei Opferung eines Flügelpaares Lehren aus der vorhergegangenen auf die folgende Prüfung anzuwenden.

Dem Einwand, daß die Befestigung des Flügels am Belastungsgerüst vorteilhafter sei als die am Flugzeugrumpf, kann entgegengehalten werden, daß diese Befestigungsstellen ohne große Schwierigkeit richtig bemessen werden können, daß also ihrer Prüfung eine so große Bedeutung nicht zukommt. Wie später an einem Beispiel gezeigt wird, lassen sich die unteren Spanntürme der Eindecker mit einigen Kunstgriffen einseitig ausbilden, sodaß Beanspruchungen auftreten, welche getreu der doppelseitigen Ausführung entsprechen.

5. Entwurf der Sandschüttungskarte.

Vor jeder Flügelprüfung ist es notwendig, daß die auf die Flügel wirkenden Luftkräfte abgeschätzt werden. Sind sie, was meistens der Fall ist, nicht klar zu erkennen, so ist es angebracht, zur Bewertung der Bausicherheit verschärfte Bedingungen als Grundlage zu wählen gegenüber denen, die für den Flug vorausgesetzt werden können. Nach diesen Überlegungen wird die Gestalt des aufzubringenden Sandberges festgelegt und wie auf einer Landkarte durch Höhenschichtlinien zur Darstellung gebracht.

6. Einteilung und Gestaltung des Sandberges.

Für die treue Wiedergabe der Luftkräfte ist es von Wichtigkeit, daß der Sandberg die vorgeschriebene Gestalt tatsächlich erhält. Der seitlichen Ausdehnung nach wird dies verhältnismäßig leicht erreicht. Die Flügeloberfläche wird hierzu in Felder, der einfachen Wägung halber gleichen Gewichtes, geteilt. Nach der Tiefe das Sandbergprofil einzuhalten, ist weniger leicht; eine weitere Unterteilung in Längsfelder ist versuchs-technisch unpraktisch, weil die Sandwägung verwickelt und langwierig wird.

Streichschablonen sind ungeeignet, da sie stets leicht auf den Sand aufgedrückt werden müssen, dabei den Flügel unnötig belasten und an den Knotenpunkten sich nicht vorbeiführen lassen.

Schüttkästen von einer der Flügeltiefe gleichen Länge, einem dem Längsprofil des Sandberges entsprechenden Grundriß und mit den seitlichen Feldgewichten übereinstimmendem Inhalt sind schwierig zu handhaben und verlängern die Prüfungszeit erheblich.

Zweckmäßiger ist es, an den zur seitlichen Feldeinteilung lose auf den Flügel aufgesetzten Pappwänden den Querschnitt des Sandberges von Stufe zu Stufe anzureißen und sich danach bei der Aufschüttung des Sandes zu richten. Dies geht

jedoch nur zu Beginn des Versuches, wenn die Belastungsstufen noch groß sind. Müssen gegen Schluß des Versuches die Stufen unterteilt werden, so wird es in den seltensten Fällen möglich gewesen sein, den Anfang der Unterteilung vorauszubestimmen, so daß dann, wenn es auf genaue Einhaltung der Schichtung am meisten ankommt, die gezeichneten Konturen des Berges fehlen werden.¹⁾

7. Aufzeichnung der Gestaltsveränderung der Flügel.

Mit wachsender Last treten Gestaltsveränderungen der Flügel auf, welche durch nachgiebige Schreibstifte auf lotrecht gestellte Ebenen aufgeschrieben werden.

Diese Vorrichtungen haben die Aufgabe, die absoluten Werte der Gestaltsveränderung festzuhalten.

Eine Reihe photographischer Aufnahmen von unveränderter Stelle aus legt die Durchbiegungen des Flügels im Vergleich zu seinen Abmessungen fest. Verfolgt man Bild auf Bild, so erhält man sozusagen eine kinematographische Vorführung der Belastungsprüfung. Die Hauptkonturen des Flügels, aus den verschiedenen Bildern in ein gemeinschaftliches übertragen, geben eine zusammenfassende Darstellung der Durchbiegungen im Verhältnis zum ganzen Flügel.

8. Unterbau zum Auffangen des gebrochenen Flügels und Ausbesserung beschädigter Teile während des Verlaufs der Prüfung.

Sofort nach Eintritt des Bruches eines Teiles muß der Flügel unterstützt werden, damit die Bruchursache genau festgestellt werden kann, ohne daß im Anschluß an dem ersten Bruch weitere Teile leiden. Die Auffangvorrichtungen hierzu werden vor Beginn des Versuches vorbereitet und ermöglichen, fall nicht ein wesentlicher Bestandteil des Flügels gebrochen ist, den Schaden auszubessern und die Belastung weiterzuführen. Der Versuchsanstalt ist es auf diese Weise gelungen, bis zu fünf schwache Stellen aufzudecken, nach deren Beseitigung die eigentliche Festigkeit des Flügels beträchtlich in die Höhe gesetzt war. Das Mehrgewicht, das zu der Festigkeitserhöhung benötigt wurde, war durchweg gering. Bei einem Neubau konnte es gerne in Kauf genommen werden, da dafür andere Teile leichter gehalten werden durften.

9. Bestimmung der Bausicherheit der Flugzeugflügel.

Wie soll die Festigkeit eines Flügels beurteilt werden?

Mit Bausicherheit eines Körpers bezeichnet man allgemein das Vielfache der Höchstbeanspruchung des normalen Betriebes, welches der Bruchlast gleichkommt.

In entsprechender Weise ist im Flugzeugbau zu verfahren.

Die Bruchlast ist durch die Summe aus dem Flügelgewicht G_F und dem auf die Flügel aufgebrauchten Sandgewicht Q gegeben, da das Flugzeug umgedreht wurde und das Flügelgewicht einen Zusatz zur Flügelbeanspruchung liefert.

Die Höchstbeanspruchung des Flügels ist unter der Voraussetzung, daß die Flügel im Fluge sich selbst tragen, durch die mit einem, den gewöhnlich auftretenden Mehrbeanspruchungen entsprechenden Koeffizienten q multiplizierte Differenz aus Gesamtflugzeuggewicht G und Flügelgewicht G_F bestimmt.

Demnach ist die Bausicherheit gegeben durch die Beziehung

$$\text{Bausicherheit} = \frac{Q + G_F}{q(G - G_F)}$$

Es ist bekannt, daß in Kurven, beim Abfangen aus dem Gleitflug, bei Böen usw., d. h. durch Trägheitskräfte, Beanspruchungen auftreten, die von den Eigenschaften des Führers und den Unbilden des Wetters abhängen und über diejenigen im wagerechten und ungestörten Fluge hinausgehen. Ihr Höchstwert entzieht sich vorläufig noch einer sicheren Beurteilung.

¹⁾ Die Sandhöhe ist sehr gering. Eine spezifische Flächenbelastung von 30 kg/m^2 ergibt, gleichmäßige Sandverteilung vorausgesetzt, für 5fache Sandbelastung nur eine Sandhöhe von etwa 90 mm.

Eine gewöhnliche, durch einen Koeffizienten ρ ausgedrückte Überbeanspruchung kann daher als Maß für die Beurteilung der Bausicherheit nicht eingeführt werden, weil die Festlegung des Wertes von ρ , die von Größe und Verwendungszweck des Flugzeuges abhängig ist, besonderer Vereinbarung bedürfte. Es erscheint einfacher, den Koeffizienten $\rho = 1$ zu setzen und damit die bekannte Beanspruchung im wagerechten und ungestörten Flug als Maß der Sicherheit zu wählen. Notwendigerweise ergibt sich daraus, daß eine größere Zahl ρ gefordert werden muß, als der wirklichen Sicherheit entspricht.

B. Beispiel einer Flügelfestigkeitsprüfung.

Der Verlauf einer einseitigen Prüfung am Belastungsgerüst wird hierunter beschrieben. Alle wesentlichen Vorgänge lassen sich auf die doppelseitige Prüfung übertragen.

Auf Veranlassung des Kuratoriums der Nationalflugspende wurden die beiden Flügel eines Dr. Geest-Flugzeuges älterer Bauart, dessen gute aerodynamische Eigenschaften¹⁾ bekannt sind, hintereinander Festigkeitsuntersuchungen unterworfen und damit Grundlagen für die Neukonstruktion des Flugzeuges gewonnen, mit deren bautechnischer Aufsicht die Deutsche Versuchsanstalt ebenfalls von dem Kuratorium der Flugspende beauftragt war. Das Ergebnis der Studien aus den beiden ersten Prüfungen wurde mit einer Flügelseite der Neukonstruktion nachgeprüft, so daß eine Versuchsreihe von drei Flügeln entstand, aus welcher die Zweckmäßigkeit des Verfahrens, durch Belastungsprüfungen die bauliche Qualität des Flügels zu verbessern, hervorgeht.

1. Erster Versuchsflügel.

Der erste Versuchsflügel (Backbordflügel) wurde in seiner ursprünglichen Ausführung mit Brücke usw. am Prüfungsgerüst befestigt. Fig. 1 zeigt den Flügel am Prüfungsgerüst ohne Belastung. Die Pappwände zur Einteilung der Be-

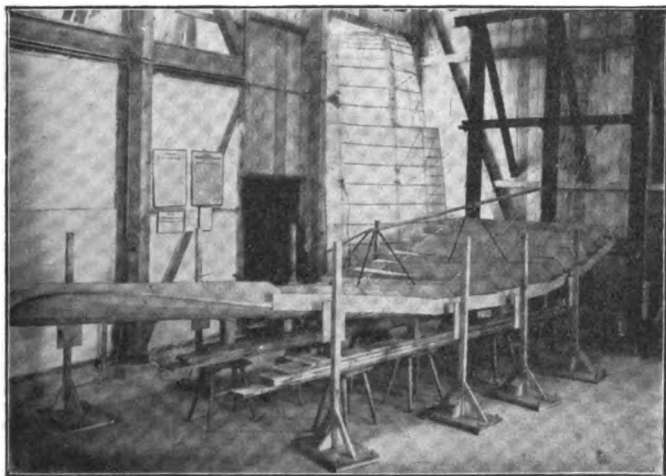


Fig. 1.
Erster Versuchsflügel vor der Belastung.

lastungsfelder, die Tafeln zur Registrierung der Durchfederungen, sowie der nachstellbare Unterbau sind zu erkennen.

Bei einer das Flügengewicht einschließenden Gesamtlast von 1344 kg knickte der Hinterholm ein (Fig. 2). Die Festigkeit dieses Flügels mußte, trotzdem der auf ihn früher entfallene Auftrieb nur etwa 400 kg betragen hatte, als nicht genügend bezeichnet werden. Der Flügel hätte eine etwa doppelt so hohe Belastung tragen müssen. Außer dem Hinterholm, der den Anforderungen nicht genügte, waren jedoch alle Teile dieses Flügels hinreichend fest ausgeführt.

2. Zweiter Versuchsflügel.

Nach dem Ergebnis des ersten Versuchsflügels wurde der Querschnitt des Holmes des zugehörigen alten Steuerbordflügels

¹⁾ Göttinger Modellversuchsanstalt, 14. Mitteilung, Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftschiffahrt, Jahrg. 1913, S. 269.

auf der Strecke zwischen Rumpf und innerem Kabelangriffspunkt verdoppelt, von dort ab bis zum Mastknotenpunkt nahm er stetig ab.

Alle Spannkabel wurden genau so, wie es bei der beabsichtigten Neukonstruktion in Aussicht genommen war, an einem Punkte zusammengeführt und die Brücke abge-

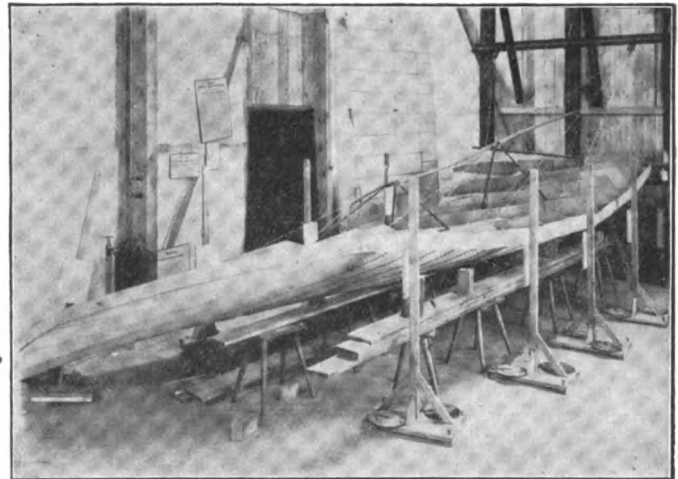


Fig. 2.
Erster Versuchsflügel am Ende der Belastung.

nommen. Die aus diesem Umbau sich ergebenden Verstärkungen und wagerechten Stützen zwischen Vorder- und Hinterholm wurden der Einfachheit wegen ohne absichtliche Gewichtsersparnis ausgeführt. Das Flügengewicht erhöhte sich deshalb trotz Weglassens der Brücke und oberen Stoffbespannung auf

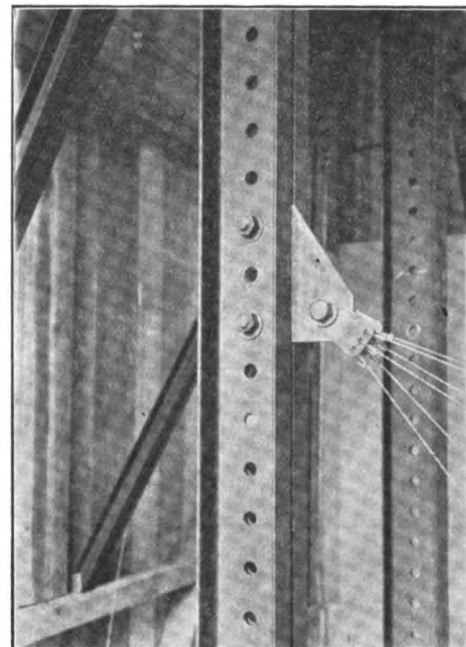


Fig. 3.
Befestigung der Spanndrähte des zweiten Versuchsflügels am Prüfungsgerüst.

etwa 65 kg, ein Gewicht, das für den leichten Eindecker reichlich hoch genannt werden mußte.

Fig. 3 zeigt die Befestigung der Spanndrähte der zweiten Versuchsanordnung am Prüfungsgerüst, Fig. 4 den Flügel am Schlusse der ersten Belastungsstufe (380 kg Sand- plus Flügellast), Fig. 5 am Schlusse der achten (1980 kg) und endlich Fig. 6 am Schlusse der 15. Belastungsstufe (2680 kg).

Vergleicht man die Umriss des Flügels beispielsweise mit der äußersten, unverändert stehen gebliebenen Registrier-tafel, so ist deutlich seine Durchsenkung zu verfolgen.

In die 4 mm starken Spanndrähte waren absichtlich 3 mm-Spannschlösser eingesetzt worden, um an dem Reißen der Spannschlösser ein Maß für den Zug in den Drähten zu erhalten. Es zeigte sich dann auch, daß bei 2320 kg Gesamt-

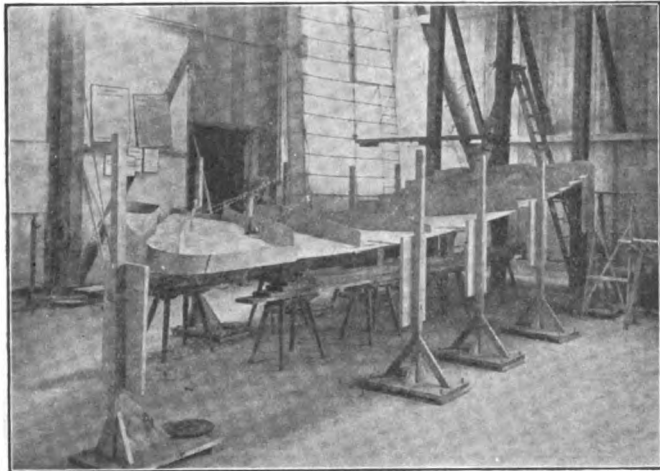


Fig. 4.

Zweiter Versuchsflügel, erste Belastungsstufe.

last das innerste Spannschloß am Vorderholm, bei 2525 kg dasjenige am Hinterholm, endlich bei 2975 kg, der Höchstbelastung, das mittlere Spannschloß am Hinterholm und gleich darauf die inneren Drähte am Vorder- und Hinterholm rissen. Die Prüfung wurde daraufhin nicht fortgesetzt, weil aus der deutlich wahrnehmbaren, sehr starken Durchbiegung

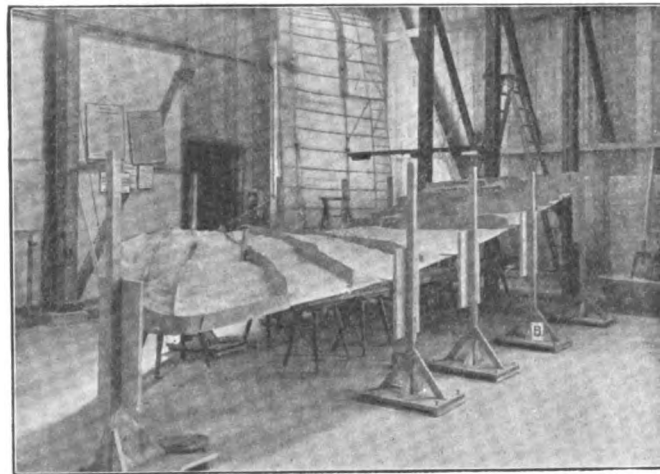


Fig. 5.

Zweiter Versuchsflügel, achte Belastungsstufe.

der Holme geschlossen wurde, daß dieselben auch nicht mehr weit vom Bruche wären. Nach Abbruch des Versuches federten die Holme jedoch beinahe vollständig in ihre alte Lage, ein Umstand, der von der großen Elastizität des verwandten Eschenholzes zeugte.

Die sehr hohe Belastung von beinahe 3 t auf einem Flügel war genügend.

3. Dritter Versuchsflügel.

Beim Flugzeugneubau wurden die Abmessungen der Flügel größer gewählt und die Ergebnisse der vorstehend beschriebenen Versuche verwertet.

Der Anbringung des Probeflügels am Prüfungsgerüst wurde besondere Sorgfalt zugewandt. Den Fig. 7 und 8 sind die Befestigungsstellen zu entnehmen.

Genau wie es die Ausführung am Flugzeugrumpf verlangt, wurden die Holme in Schuhe gesteckt und durch wagerechte Bolzen gehalten, sämtliche Tragkabel zu der unteren Spannturmspitze geführt und dort in gemeinschaftliche Tragösen eingespleißt, welche durch einen herausnehmbaren, zur Flugzeuglängsachse parallelen Chromnickelstahlbolzen mit der Spannturmspitze verbunden waren. Die fehlenden Tragösen des Gegenflügels wurden durch Scharnierglieder mit einem Angelbolzen ersetzt, welcher endlich durch gebogene Flach-eisen [an zwei starken U-Profilen des Prüfungsgerüsts befestigt war. Die Einfügung dieses Gelenkes machte es möglich, daß keine lotrechten Kräfte durch die Spannturmspitzenbefestigung auf das Prüfungsgerüst übergeführt, sondern diese vollständig von den Spannturmstützen aufgenommen wurden, die ähnlich der Ausführung am Flugzeug, bei welcher diese Stützen mit den Rahmenrohren des Rumpfes verschweißt sind, bei der Prüfung auf Winkeleisen aufgeschweißt wurden.

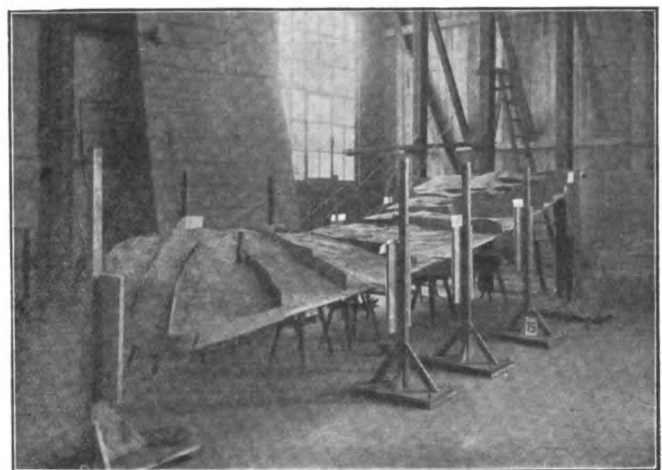


Fig. 6.

Zweiter Versuchsflügel, fünfzehnte Belastungsstufe.

In Fig. 9 ist die Belastungskarte für die Prüfung wiedergegeben. Bei ihrer Anfertigung herrschten folgende Überlegungen:

Die schon erwähnten Göttinger Untersuchungen haben ergeben, daß die Angriffspunkte der Luftkräfte bei den verschiedenen für den Flug in Betracht kommenden Anstellwinkeln praktisch zusammenfallen und auf ein Drittel Flügeltiefe hinter der Vorderkante liegen. Der Längsschnitt des Sandberges wurde daher als Dreieck festgelegt, dessen Zipfel an der Hinterkante liegt. Da die Anstellwinkel des Flügels von der Mitte nach außen abnehmen und sogar negativ werden, wurde gefolgert, daß auch die Luftkräfte nach außen sich verringern. Willkürlich wurde daher in Ermangelung geeigneter Messungen angenommen, daß der Luftdruck auf die Flügelfläche außen etwa 40% von demjenigen innen sei. Die Prüfstellung hielt diese Druckverteilung für ungünstiger als die Beanspruchung des Flügels in der Wirklichkeit und führte damit einen zusätzlichen, der Größe nach unbekanntem Sicherheitsfaktor in die Bestimmung der Bausicherheit ein.

Bei der Feldeinteilung wurde von dem oben erwähnten Grundsatz gleicher Feldgewichte wegen umständlicher Berechnung derselben abgewichen.

Die Fig. 10 und 11 geben den Flügel am Schlusse der ersten bzw. achten Belastungsstufe wieder.

Fig. 12 zeigt die Flügelkonturen unter der Belastung zu einem Bilde vereinigt. Man sieht deutlich die Wirkung der einzelnen, auf 400 kg abgestuften Belastungen.

Bei einer Gesamtbelastung von etwas über 3000 kg knickte der Hinterholm zwischen Rumpf und erstem Knotenpunkte ein. In Fig. 13 ist die Bruchstelle von oben, in Fig. 14 von unten zu sehen. Aus der unteren Ansicht ist zu entnehmen, daß der Holm sich auf die Flügelunterstützung aufsetzte und

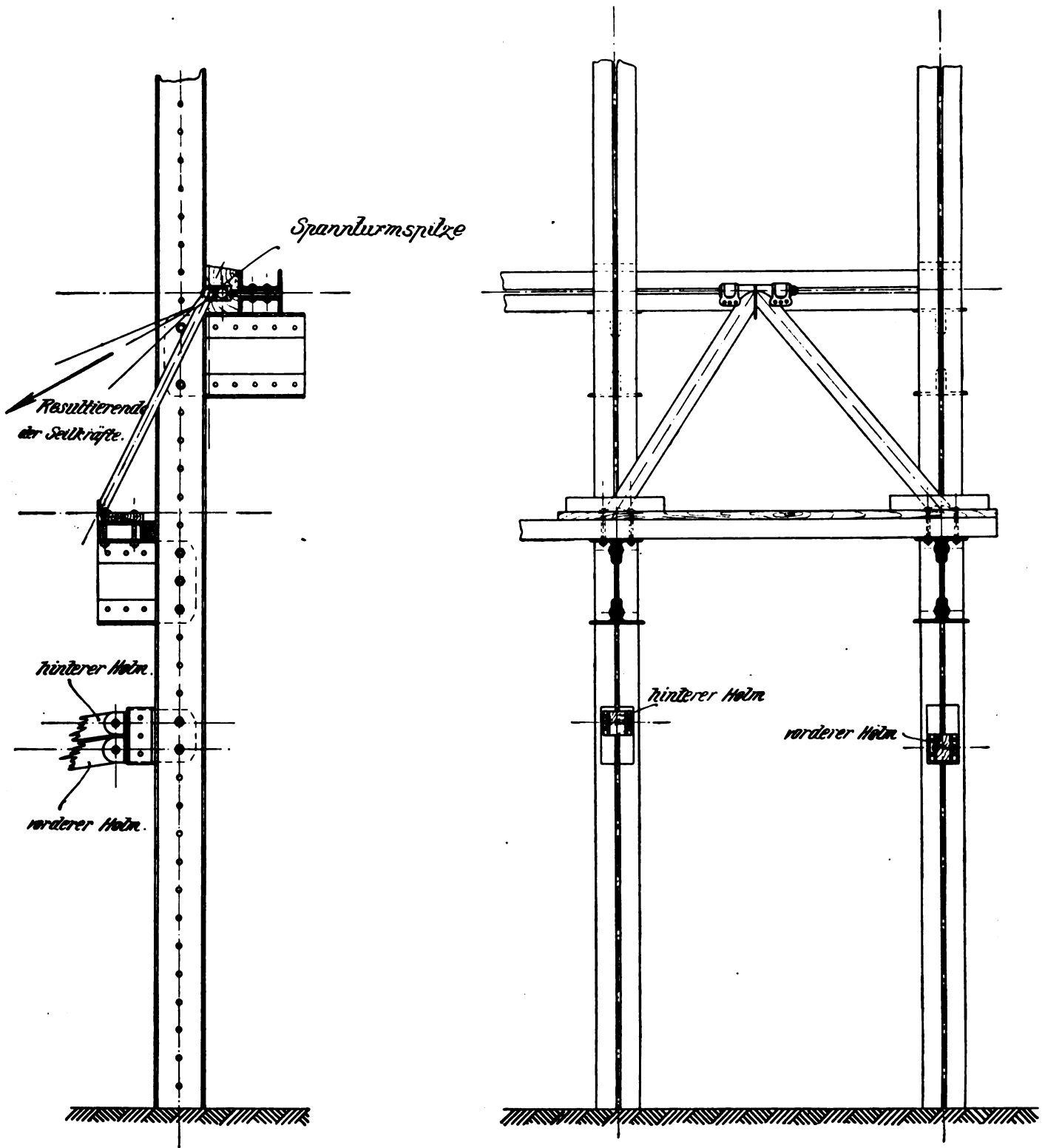
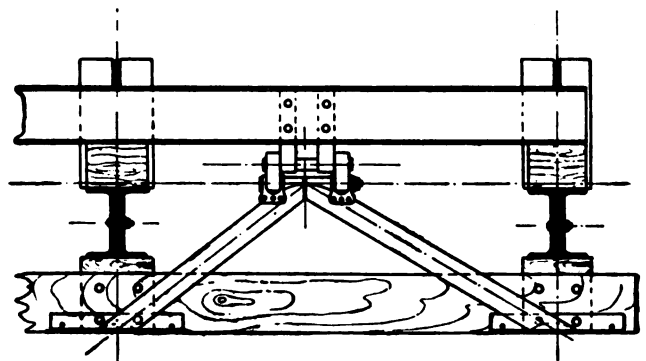


Fig. 7.

Gerüst zur Prüfung der Flügelfestigkeit.

Befestigung der unteren Spannturm-
spitze des dritten Versuchsflügels.



infolgedessen nach dem ersten Einknicken nochmals, aber diesmal nach oben, durchgebogen wurde.

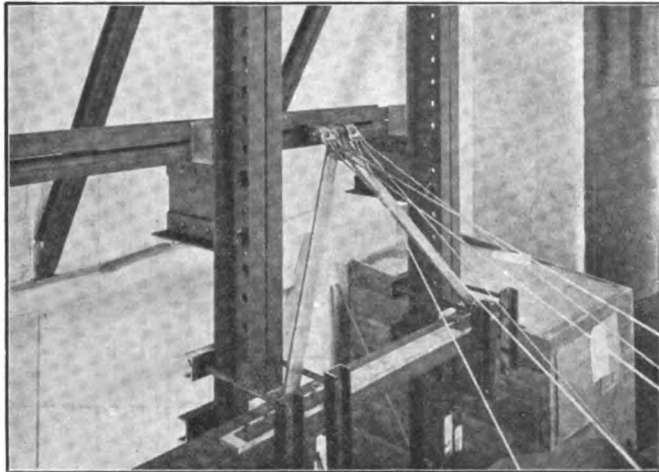


Fig. 8.

Dritter Versuchsflügel, Befestigung der Spitze des unteren Spannturms des Prüfungsgerüsts.

4. Nachrechnung der Bruchstelle des dritten Versuchsflügels.

Mit folgenden Annahmen:

- a) daß jeder Kabelaufhängepunkt als Gelenk aufgefaßt,
- b) daß für die räumliche Zerlegung der Kräfte durch den Vorder- und Hinterholm eine gemeinsame Ebene gelegt,
- c) daß der frühere schon erwähnte Chromnickelstahlbolzen, zu welchem sämtliche Kabel geführt wurden, als Punkt betrachtet werden kann,

wurde eine graphostatische Berechnung durchgeführt (Fig. 15).

Die an den Knotenpunkten wirkenden lotrechten Kräfte wurden in Komponenten geteilt, welche einerseits in der durch beide Holme gelegten Ebene, andererseits in den durch

je einen Holm und die Spannturmspitze gelegten Ebenen liegen. Die Addition der auf die einzelnen Stäbe wirkenden Kräfte ergibt dann die resultierenden Stabkräfte, welche in einer Tabelle der gleichen Figur mitgeteilt sind.

Der Holmstab Nr. 4 knickte ein. Sein Querschnitt war rechteckig kastenförmig; in der Längsrichtung war er schwach gewölbt.

Im folgenden werden zur Nachrechnung seiner Bruchstelle die mit ihren Zahlengrößen versehenen Bezeichnungen eingeführt:

- Gleichmäßig verteilte Last $q = 1,71 \text{ kg/cm}$
- Knickkraft $P = 2950 \text{ kg}$
- Knicklänge $l = 164 \text{ cm}$
- Pfeilhöhe des Bogens $a_0 = 1,6 \text{ cm}$
- Elastizitätsmodul (Eschenholz) $E = 100000 \text{ kg/cm}^2$
- Trägheitsmoment $J = 130 \text{ cm}^4$
- Widerstandsmoment des Querschnitts $W = 37 \text{ cm}^3$
- Flächeninhalt des Querschnitts $F = 22 \text{ cm}^2$
- Biegungsfestigkeit $K_b = ? \text{ kg/cm}^2$
- Druckfestigkeit $K = 450\text{--}500 \text{ kg/cm}^2$

Aus der Theorie der elastischen Linie wurde abgeleitet, daß, wenn man das auf Knickung und Biegung beanspruchte Holmstück 4 als nicht eingespannt und seine Wölbung als Parabel betrachtet, in der Mitte ein größtes Biegemoment M_{max} auftritt, das sich in die Teilbeträge M_1 , M_2 und M_3 , sämtlich in cmkg, zerlegen läßt.

Das erste Glied M_1 besteht aus dem Biegemoment, hervorgerufen durch die gleichmäßige Last allein:

$$M_1 = \frac{q l^2}{8} = 5770 \text{ cmkg.}$$

Das zweite Glied M_2 ist das Biegemoment, gebildet durch die Knickkraft am Hebelarm der Pfeilhöhe:

$$M_2 = a_0 \cdot P = 4720 \text{ cmkg.}$$

Das dritte Glied M_3 ist das Biegemoment, welches durch die Knickkraft am Hebelarm der durch die gleichmäßige Belastung q , die Knickkraft P und schließlich auch durch die infolge seiner eigenen Größe erfolgte Durchbiegung entsteht.

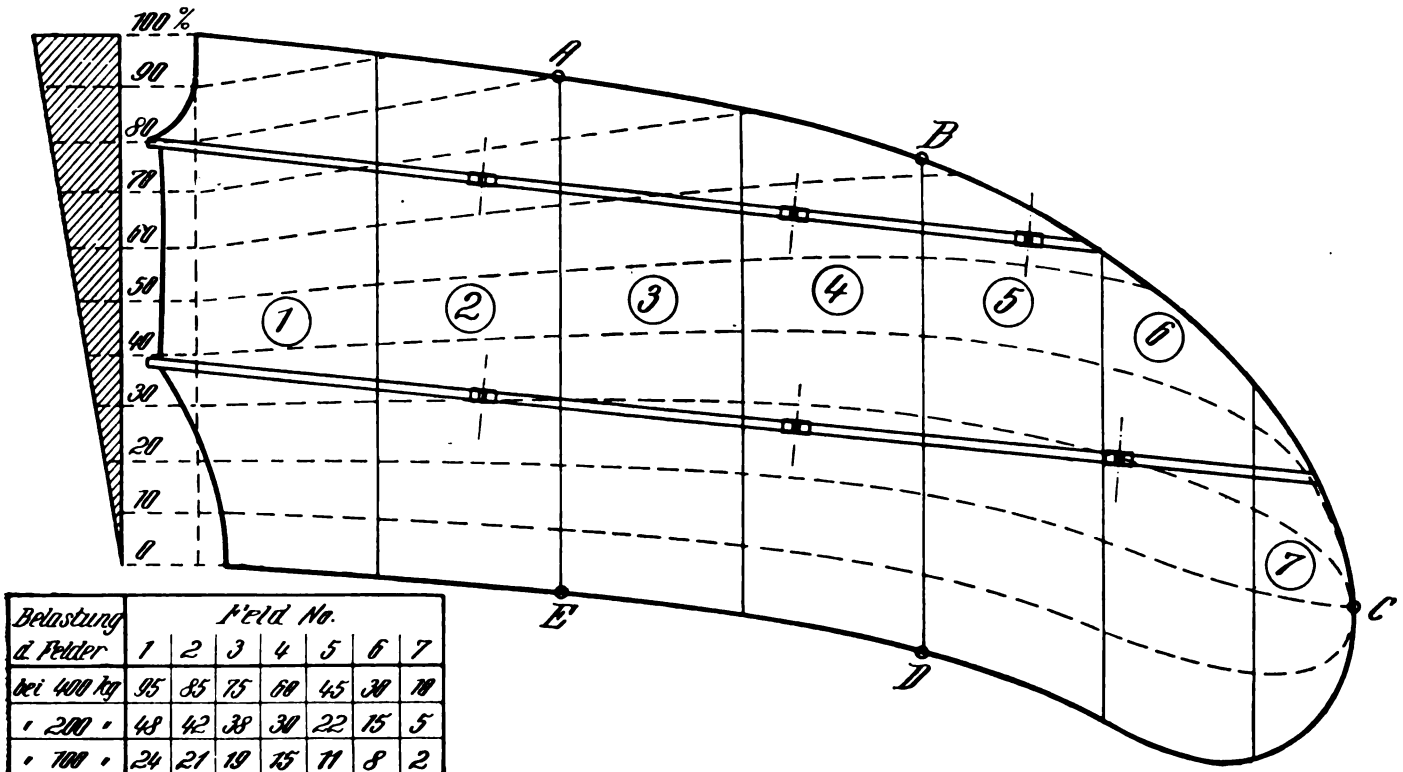


Fig. 9. Dritter Versuchsflügel, Belastungskarte.

Führt man die Rechnungsgröße ein:

$$\omega^2 = \frac{P}{E \cdot J} = 2.27 \cdot 10^{-4} \text{ cm}^{-2}$$

so kann man vereinfacht setzen:

$$M_3 = \frac{1}{l \omega^2} \left(q l + 8 P \frac{a_0}{l} \right) \cdot \left(\frac{1}{\cos\left(\frac{\omega l}{2}\right)} - 1 - \frac{\omega^2 l^2}{8} \right)$$

und unter Einfügung der Zahlenwerte

$$M_3 = 19000 \text{ cmkg.}$$

Man sieht, daß M_3 gegenüber den anderen Gliedern in M_{\max} überwiegt. Es wird mithin

$$M_{\max} = M_1 + M_2 + M_3 = 29490 \text{ cmkg.}$$

Die Biegefestigkeit des Materials wird demnach

$$K_b = \frac{M_{\max}}{W} = \frac{29490}{37} = 797 \text{ kg/cm}^2.$$

Als Druckkraft tritt ferner hinzu:

$$h = \frac{P}{F} = 134 \text{ kg/cm}^2,$$

so daß eine Gesamtmaterialbeanspruchung auf der Druckseite von $\sigma \approx 930 \text{ kg/cm}^2$ entsteht.

Die Biegefestigkeit für Eschenholz liegt bei $K_b = 850$ bis 930 kg/cm^2 , die Druckfestigkeit tiefer wie oben angegeben, bei $K = 450$ bis 500 kg/cm^2 .¹⁾ Die Bruchstelle zeigte gutes Holz, von dem man diese Bruchfestigkeit voraussetzen konnte. Der Bruch trat bei einer Beanspruchung ein, welche sich den erwähnten Ziffern gut einreicht.

Trotzdem ist es nicht gerechtfertigt, diese hohe Materialbeanspruchung zur Zeit des Bruches zu vermuten, da die Annahme, daß die Befestigungsstellen der Kabel Gelenke seien, nicht zutrifft. Der in Wirklichkeit steife äußere Knotenpunkt vermindert das größte Biegemoment um einen gewissen Betrag, so daß auch die Festigkeitszahlen des Holzes niedriger werden.

Die Tragkabel und der Spannturm hatten während der Belastung keine merkliche Veränderung erlitten. Um auch bei ihnen die Festigkeit zu erkennen, wurden die Prüfungen fortgesetzt.

5. Prüfung der Verspannungsorgane.

An Stelle des Flügels wurde eine kräftige Bühne (Fig. 16) von etwa 345 kg Eigengewicht verwandt. Bei einer Gesamtlast, von 8710 kg riß die Flügelverspannung (Fig. 17) am Ansatz der Verspleißung sämtliche Seile.

¹⁾ R. Baumann, Versuche über die Elastizität und Festigkeit von Bambus-, Akazien-, Eschen- und Hickoryholz. Forschungsarbeiten des Vereins Deutscher Ingenieure, Heft 131, 1913. Verlag von Julius Springer, Berlin.

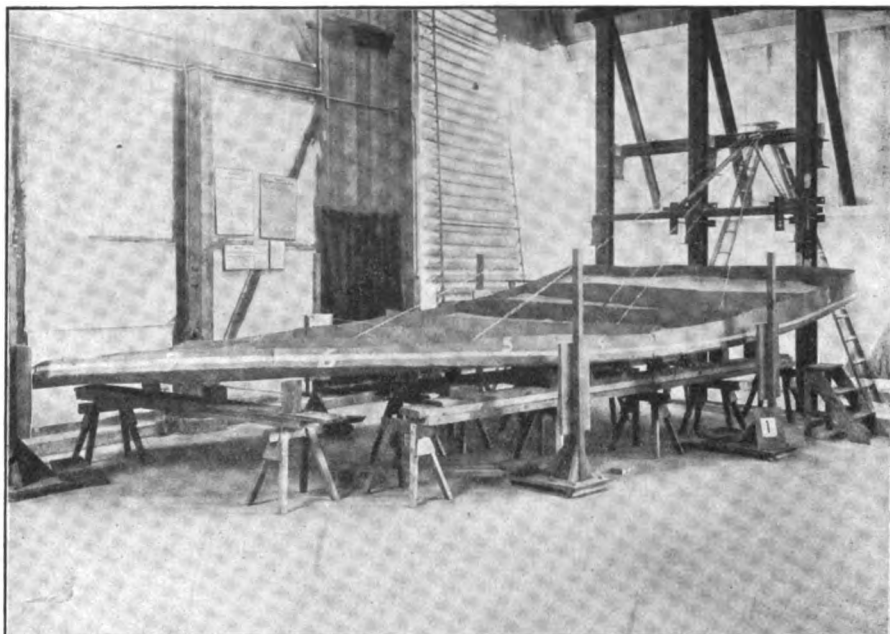


Fig. 10.

Dritter Versuchsflügel am Schlusse der ersten Belastungsstufe.

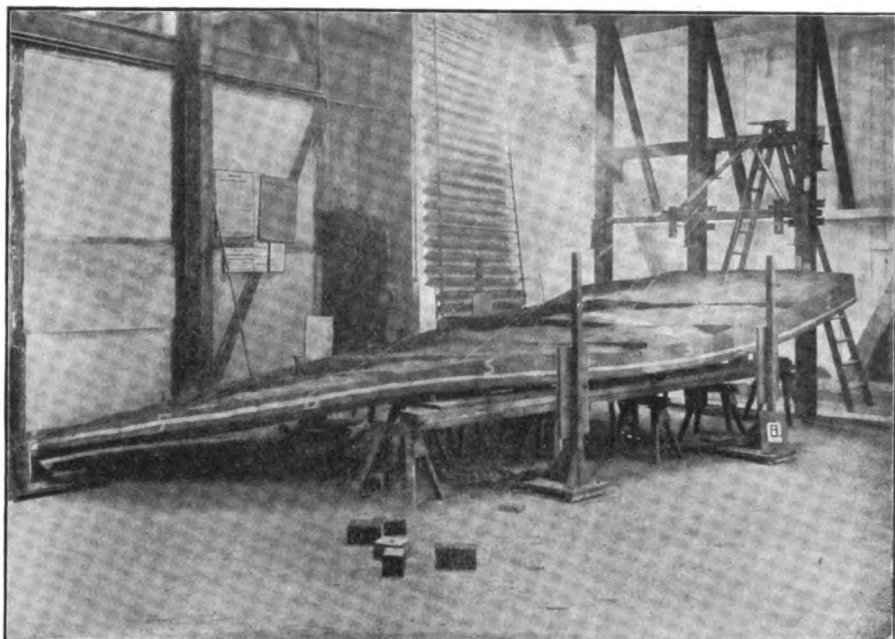


Fig. 11.

Dritter Versuchsflügel am Schlusse der achten Belastungsstufe.

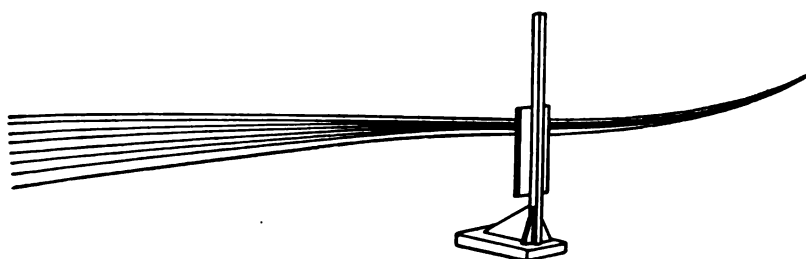
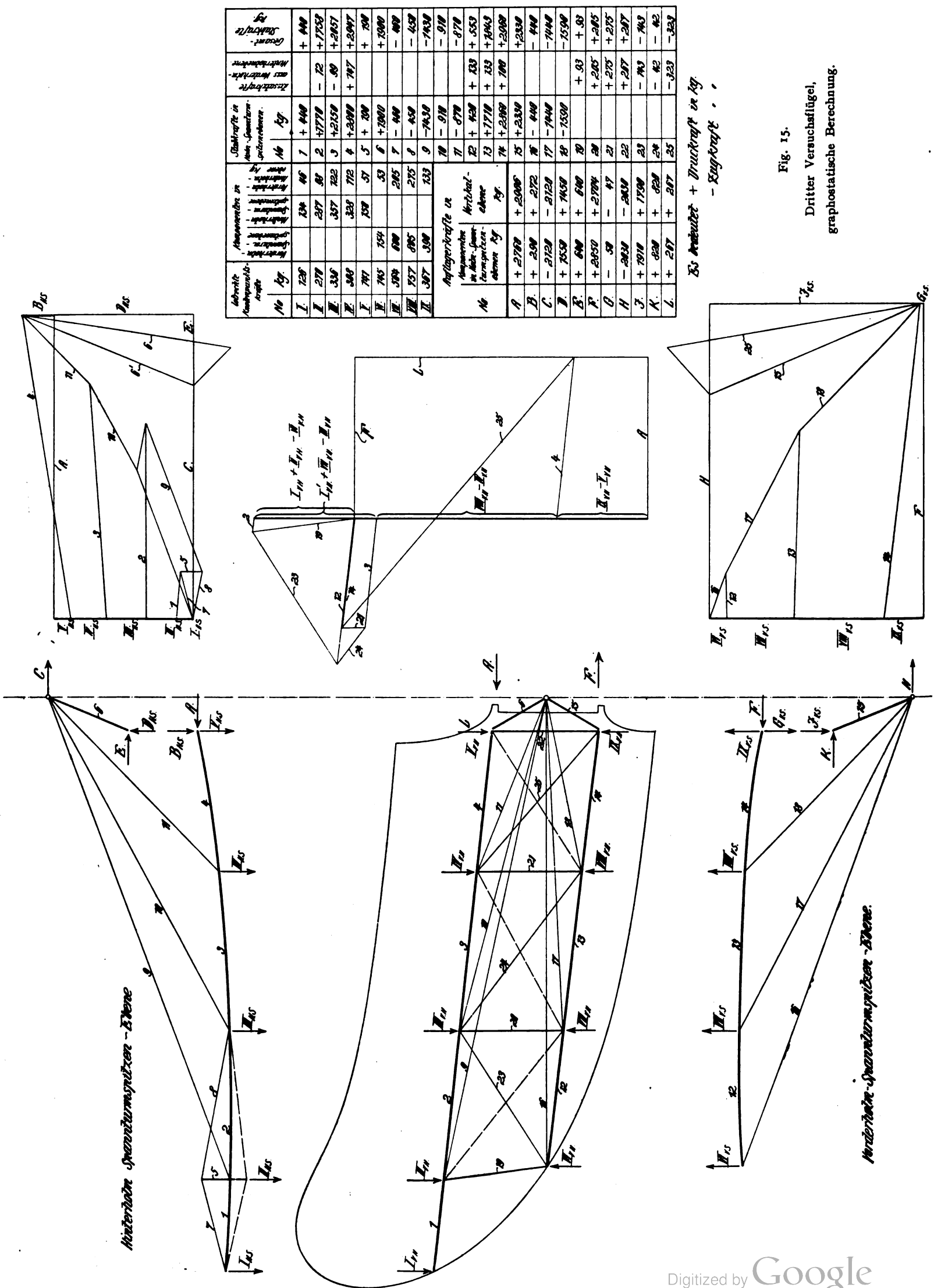


Fig. 12.

Dritter Versuchsflügel, Zusammenstellung der Flügeldurchbiegungen, gesehen an der Vorderkante.



Abwärtige Antriebskräfte		Aufwärtskräfte		Antriebskräfte in der Spannweite		Antriebskräfte in der Spannweite		Antriebskräfte in der Spannweite		Antriebskräfte in der Spannweite	
No	kg	No	kg	No	kg	No	kg	No	kg	No	kg
I	720	1	440	1	440	1	440	1	440	1	440
II	270	2	1770	2	1770	2	1770	2	1770	2	1770
III	336	3	2150	3	2150	3	2150	3	2150	3	2150
IV	308	4	2300	4	2300	4	2300	4	2300	4	2300
V	797	5	100	5	100	5	100	5	100	5	100
VI	745	6	1000	6	1000	6	1000	6	1000	6	1000
VII	594	7	440	7	440	7	440	7	440	7	440
VIII	557	8	450	8	450	8	450	8	450	8	450
IX	367	9	1430	9	1430	9	1430	9	1430	9	1430
X		10	910	10	910	10	910	10	910	10	910
XI		11	870	11	870	11	870	11	870	11	870
XII		12	430	12	430	12	430	12	430	12	430
XIII		13	7770	13	7770	13	7770	13	7770	13	7770
XIV		14	2000	14	2000	14	2000	14	2000	14	2000
XV		15	2330	15	2330	15	2330	15	2330	15	2330
XVI		16	440	16	440	16	440	16	440	16	440
XVII		17	1440	17	1440	17	1440	17	1440	17	1440
XVIII		18	7550	18	7550	18	7550	18	7550	18	7550
XIX		19	600	19	600	19	600	19	600	19	600
XX		20	2700	20	2700	20	2700	20	2700	20	2700
XXI		21	47	21	47	21	47	21	47	21	47
XXII		22	2630	22	2630	22	2630	22	2630	22	2630
XXIII		23	1790	23	1790	23	1790	23	1790	23	1790
XXIV		24	620	24	620	24	620	24	620	24	620
XXV		25	267	25	267	25	267	25	267	25	267
XXVI		26	329	26	329	26	329	26	329	26	329

Fig. 15.

Dritter Versuchsfügel,
graphostatische Berechnung.

In das rechnerisch am stärksten beanspruchte Seil kam ein Zug von 3385 kg. Infolge der Spleißung war eine geringere



Fig. 13.

Dritter Versuchsflügel, Bruchstelle des Hinterholmes von oben gesehen.

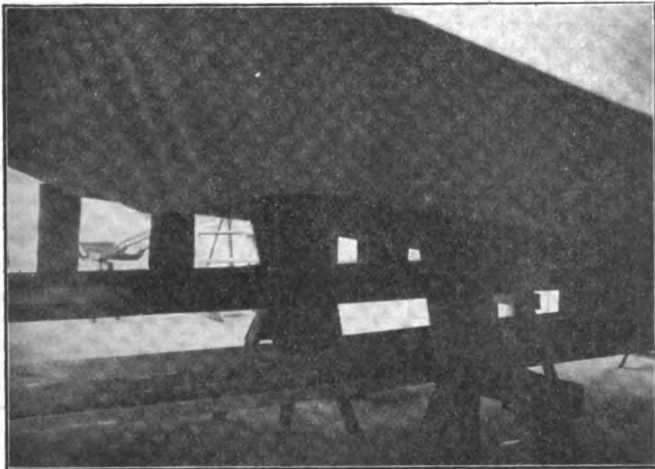


Fig. 14.

Dritter Versuchsflügel, Bruchstelle des Hinterholmes von unten gesehen.

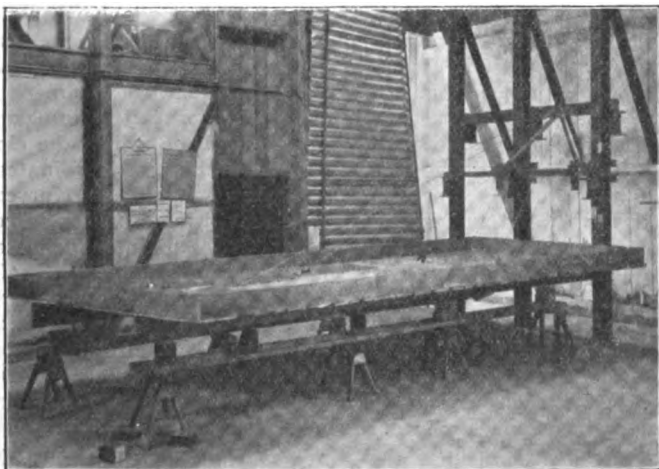


Fig. 16.

Prüfung der Verspannungsorgane. Versuchsbühne ohne Last.

Festigkeit zu erwarten. Also ist anzunehmen, daß eine andere Kraftverteilung in den Kabeln aufgetreten ist, als sich infolge

der als Gelenke aufgefaßten Holmkabelknotenpunkte rechnermäßig ergibt.

An dem Spannturm war der Bolzen zur Aufnahme der Kabelösen verbogen. Ferner waren die Spannturmstützen an den Schweißstellen etwas eingedrückt.

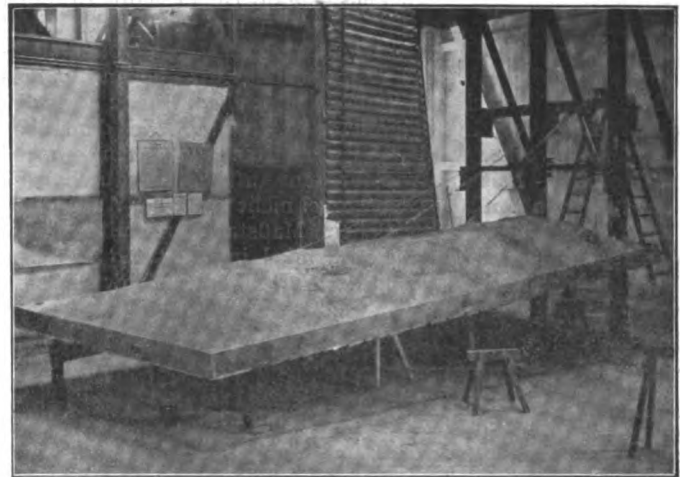


Fig. 17.

Prüfung der Verspannungsorgane. Versuchsbühne unter Vollast.

6. Bestimmung der Bausicherheit.

Die bei der Prüfung des dritten Versuchsflügels erreichten Sicherheitszahlen sind, ein Flugzeugesamtgewicht von 1000 kg vorausgesetzt, für die Flügelholme

$$\sigma = \frac{3000}{\frac{1}{2} \cdot 1000 - 67,5} = 6,95,$$

und für die Flügelaufhängung

$$\sigma = \frac{8410}{\frac{1}{2} \cdot 1000 - 67,5} = 19,4;$$

Werte, die mehr als ausreichend sind und niedriger gehalten werden dürfen.

Hilfsmittel zur numerischen Berechnung im Flugzeugbau.

(Flugzeugrechenschieber von Raoul Hofmann.)

Von Dipl.-Ing. Max Munk.

Immer mehr wird es üblich, sich vor der Konstruktion oder Änderung eines Flugzeuges dadurch Rechnungsunterlagen zu verschaffen, daß man einen Modellversuch ausführen läßt. In einem entsprechenden Laboratorium (in Deutschland die Göttinger Modellversuchsanstalt) wird ein Modell des in Aussicht genommenen Flugzeuges oder der Tragflächen allein einem gleichmäßigen Luftstrom ausgesetzt und für verschiedene Anstellwinkel jedesmal der vom Luftstrom erzeugte Auftrieb und Widerstand gemessen. Von vornherein war es gebräuchlich, dem Besteller die Messungsergebnisse nicht nur tabellarisch sondern auch zeichnerisch dargestellt zu übermitteln. Aus der Kurve konnte dieser die Ergebnisse besser übersehen; er konnte deren Zahlenwerte auch direkt der Kurve entnehmen, um sie in die Rechnung einzuführen.

Es war das Nächstliegende, Auftrieb und Widerstand abhängig vom Anstellwinkel aufzutragen. Fig. 1 zeigt eine solche Auftragung von Auftrieb und Widerstand des Modells eines Wasserflugzeugtragflächenpaares. Man wählt für den Widerstand einen größeren — meist fünffachen — Maßstab als für den Auftrieb, da sonst die Widerstandskurve zu niedrig verläuft und unübersichtlich wird. Statt der direkt gemessenen Kräfte kann man auch entsprechende Koeffizienten auftragen.

Diese Auftragsart ist indessen nicht beibehalten worden. Die sich ergebenden Kurven zeigen wohl die Abhängigkeit des Auftriebs und Widerstandes vom Anstellwinkel, aber sie geben kein deutliches Bild der weit wichtigeren Abhängigkeit dieser beiden Größen voneinander; die Gestalt der sich ergebenden Kurven ist nicht so sehr charakteristisch für die Flugeigenschaften des Modells. Man ist deshalb zu einer anderen Auftragsart übergegangen und trägt jetzt meist in einer einzigen Kurve den Auftrieb abhängig vom Widerstand auf. Die Größe des Anstellwinkles wird neben den entsprechenden Versuchspunkten eingeschrieben. Fig. 2 zeigt dieselbe Messung wie Fig. 1 in dieser Auftragsart. Aus demselben Grunde wie vorher wählt man wieder einen größeren — meist fünffachen — Maßstab wie für den Auftrieb. Dadurch kann man zwar nun den sog. Gleitwinkel nicht mehr der Auftragung direkt entnehmen; bei gleichem Maßstab für Auftrieb und Widerstand fände sich dieser Winkel in $\sphericalangle PAB$ zwischen der Ordinatenachse AB und der Verbindungslinie des Koordinatenanfangspunktes A mit dem Kurvenpunkt P wieder.

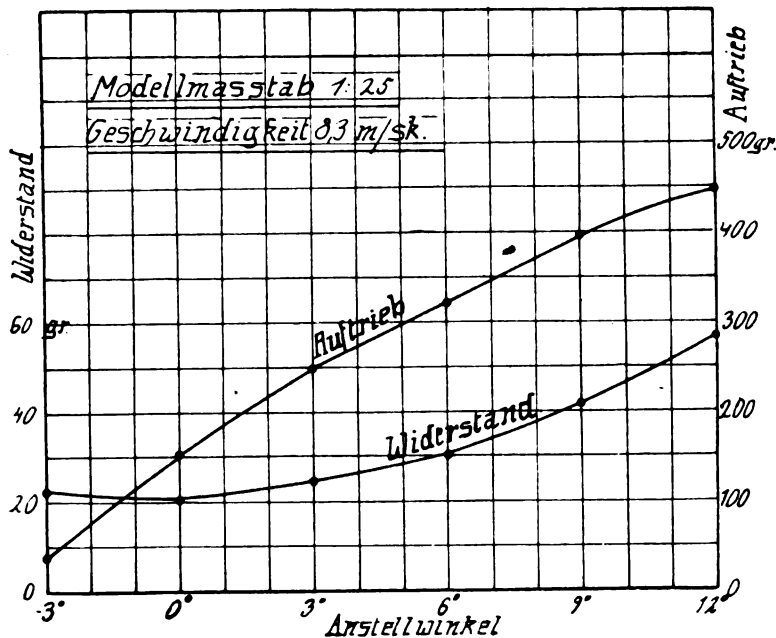


Fig. 1. Auftrieb und Widerstand eines Tragflächenpaares, abhängig vom Anstellwinkel.

Man kann aber immer noch auf einer Parallelen zur Abszissenachse eine Skala anbringen, auf der die Verlängerung dieser Verbindungslinie AB den Wert W/A , die trigonometrische Tangente des Gleitwinkels, abzulesen gestattet. Einen wichtigen Vorteil hat die Auftragsart ferner: wenn sich der Widerstand des Flugzeuges um eine vom Anstellwinkel unabhängige Größe ändert, oder wenn man überhaupt von der Auftriebskurve der Tragflächen allein zu derjenigen des ganzen Flugzeuges übergehen will, so bleibt die Kurve selbst ganz unverändert und nur die Ordinatenachse verschiebt sich um die Größe des zusätzlichen Widerstandes. In Fig. 2 bedeutet so AB die Ordinatenachse für die Tragflächen allein und $A'B'$ diejenige für das ganze Flugzeug. Bei dieser Verschiebung müßte die Skala für W/A mit verschoben werden und bleibt sonst nicht richtig; sie wird daher meist fortgelassen. An Stelle der gemessenen Auftriebs- und Widerstandskräfte kann man wieder in derselben Weise die entsprechenden Koeffizienten auftragen, entweder K_y und K_x , wo die Kräfte durch die Größe der Tragfläche und das Geschwindigkeitsquadrat dividiert werden; oder aber ζ_A und ζ_W , wo auch noch durch die Dichte der Luft dividiert wird: diese beiden letzten Koeffizienten sind für die Rechnung nicht so bequem wie K_y und K_x , haben aber den Vorzug, daß sie von den gewählten Maßeinheiten und von der Dichte des Mediums unabhängige reine Zahlen sind, was besonders für theoretische Untersuchungen große Vorteile bringt. Während

K_x und K_y den Zahlenwert wechseln, wenn man in Zoll und Pfund statt in m und kg mißt, bleiben die ζ_A und ζ_W unveränderlich, wenn die Maßeinheiten geändert werden; sie gelten auch unverändert für alle Luftdichten sowie auch für den Widerstand in anderen Flüssigkeiten (Wasser usw.). In Fig. 2 sind Skalen für ζ_A und ζ_W angebracht, die diese Größen abzulesen gestatten.

Neuerdings mehren sich nun die Vorschläge, statt dieser beiden Auftragsarten andere zu wählen, die es gestatten, neben den sich aus der Messung ergebenden Werten auch gleich auf kürzestem Wege alle für das Flugzeug in Betracht kommenden Größen aus der Kurve selbst zu finden. Neben der schnelleren Auffindung des gesuchten Zahlenwertes bietet sich dabei der Vorteil, die verschiedenen Möglichkeiten, die für die Wahl der Größen noch frei sind, mit einem einzigen Blicke zu übersehen und dadurch die zweckmäßigste Wahl auf kürzestem Wege zu treffen. Auch früher sind allerdings schon Vorschläge für verschiedene Arten der Auftragung von Flug-

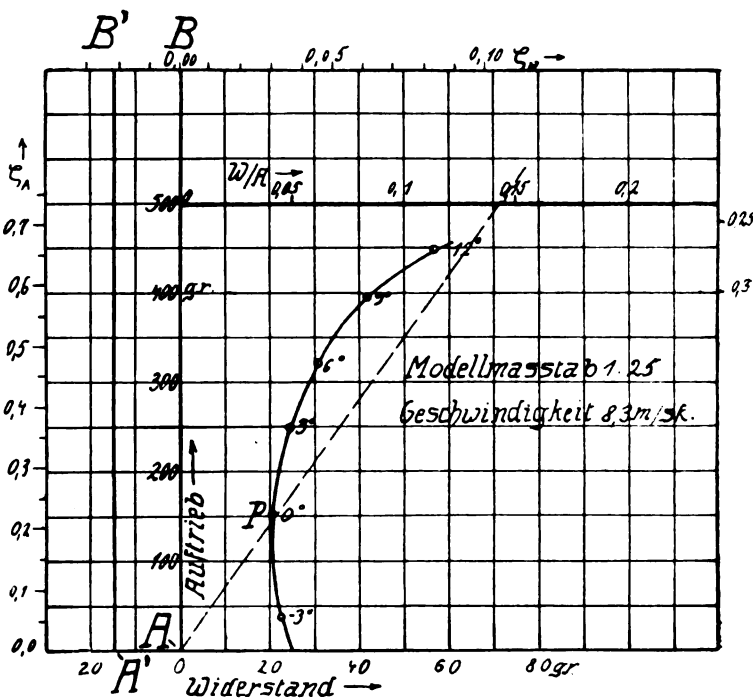


Fig. 2. Auftriebskurve eines Wasserflugzeuges.

zeuggrößen gemacht worden. Georg König¹⁾ will auf der Abszissenachse die Geschwindigkeit und auf der Ordinatenachse den Schraubenzug auftragen und nun alle Kurven für konstantes Flugzeuggewicht und konstanten Anstellwinkel einzeichnen; Duchêne²⁾ wählt statt des Schraubenzuges die Schraubennutzleistung. Die erste Methode wird zeichnerisch wesentlich erleichtert, wenn man statt der Geschwindigkeit deren Quadrat als unabhängige Veränderliche wählt; die eine Kurvenschar wird dann zu Geraden durch den Koordinatenanfangspunkt, die andere zu geometrisch ähnlichen Kurven. Ferner wird ein zusätzlicher, vom Anstellwinkel unabhängiger Widerstand durch das Ziehen einer Geraden durch den Anfangspunkt berücksichtigt. Für die Übermittlung der Ergebnisse des Modellversuchs an den Auftraggeber kommen diese beiden Methoden jedoch kaum in Frage, da sie nicht gestatten, den Auftrieb und Widerstand bzw. deren Koeffizienten der Auftragung direkt zu entnehmen. Ferner wird sie nicht einfach genug, da jedesmal nicht eine einzige Kurve sondern eine ganze Kurvenschar gezeichnet werden muß.

Beides vermeidet die Auftragsmethode von Rieth, einem Mitarbeiter des Aerodynamischen Laboratoriums von Eiffel in Paris, die in hohem Maße geeignet ist, die zahlenmäßige Ermittlung der Hauptgrößen zu erleichtern. Rieth

¹⁾ Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftschiff., Jahrg. 1911, p. 311.
²⁾ Vgl. den Aufsatz von A. Betz. Desgl. Jahrgang 1912, p. 86.

schlägt vor¹⁾, Auftriebskoeffizient und Widerstandskoeffizient wie bisher abhängig voneinander, aber logarithmisch aufzutragen. In der Tat kommen in den beiden Gleichungen, durch welche die in Betracht kommenden Größen Flugzeuggewicht Q kg, Schraubennutzleistung N PS, Tragflächengröße F qm und die Geschwindigkeit v m/sek. zusammenhängen

$$1) 75 N = K_x \cdot F \cdot v^3$$

$$2) Q = K_y \cdot F \cdot v^2$$

keine Summen, sondern nur Produkte von Potenzen vor. In solchen Fällen ist es immer zweckmäßig, Logarithmen anzuwenden. Bei der logarithmischen Auftragung kommt dasselbe Prinzip wie beim gewöhnlichen Rechenschieber in Anwendung, man trägt nicht die Größen selbst sondern deren Logarithmen auf, schreibt aber die Zahlenwerte der Größen selbst hinzu. K_y sei in dieser Weise abhängig von K_x in einem rechtwinkligen Koordinatensystem mit dem Anfangspunkt A aufgetragen (Fig. 3). Man kann nun zunächst für einen bestimmten Fall, in Fig. 3 z. B. für $F = 25$ qm, $v = 25$ m/sek. eine Skala für die Größen N und Q an den Koordinatenachsen anbringen und auf die gewöhnliche Weise für jeden Punkt der Kurve durch Loten auf die betreffende Achse N und Q ablesen. Ist nun die Geschwindigkeit eine andere als 25 m/sek., etwa v m/sek., so

¹⁾ G. Eiffel, Nouvelles recherches sur la résistance de l'air. Paris 1914. p. 52.

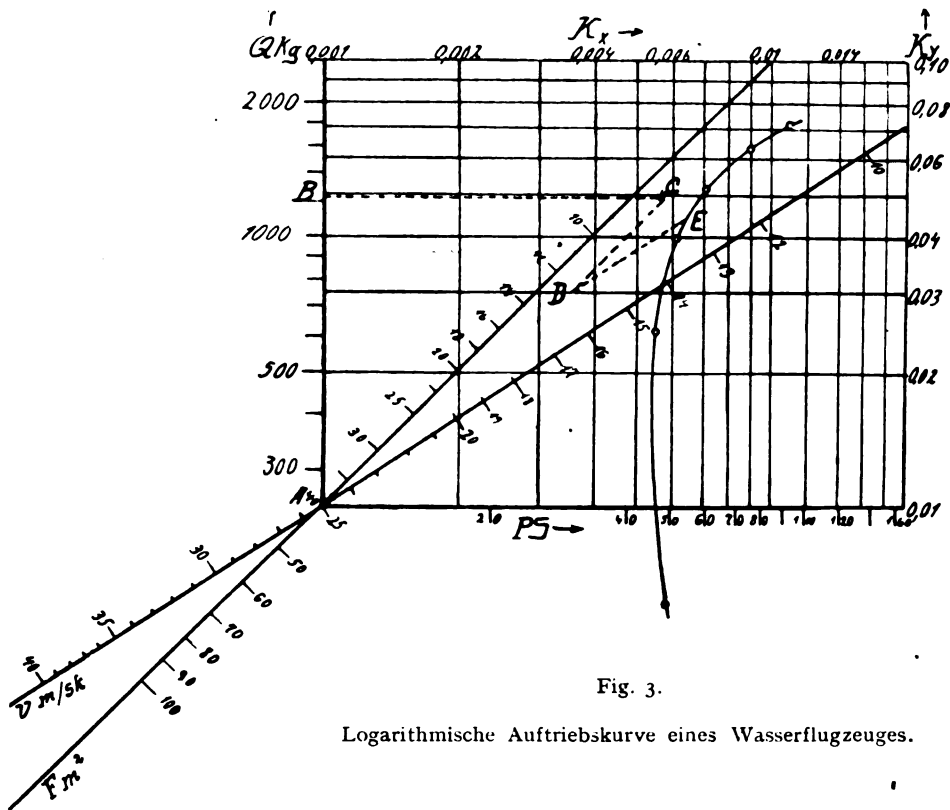


Fig. 3.

Logarithmische Auftriebskurve eines Wasserflugzeuges.

wird nach Gleichung 1) $N \left(\frac{N}{25}\right)^3$ mal so groß und der betreffende Wert, den man an der Skala abliest, muß hiermit multipliziert werden. (Schluß folgt.)

PAUL BÉJEUHR †.

Wie den Lesern dieser Zeitschrift bereits aus der Traueranzeige der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt bekannt, ist am 11. Februar Herr Paul Béjeuhr nach nur eintägiger Krankheit in Untertürkheim bei Stuttgart verschieden, wo er als Oberingenieur der Inspektion der Fliegertruppen bis zum letzten Tage in treuester Pflichterfüllung eine verantwortungreiche Tätigkeit ausgeübt hatte. Es sei mir, als demjenigen, der ihn zuerst in das Fachgebiet der Luftfahrt eingeführt hat, gestattet, seinem Andenken einige erinnernde Zeilen zu weihen!

Paul Béjeuhr wurde als Sohn des Kaufmanns und Buchrevisors Julius Béjeuhr am 19. Februar 1882 in Hamburg geboren. Er besuchte dort die Stiftungsschule von 1815 (Realschule), die er 1897 mit dem Zeugnis zum Einjährig-Freiwilligen-Dienst verließ. Nach einer zweijährigen Lehrzeit in einer Maschinenfabrik studierte er dann am staatlichen Technikum in Hamburg Maschinenbau. Nachdem er das Technikum — ebenso wie früher die Schule — mit Auszeichnung absolviert hatte, war er die nächsten zwei Jahre in einem technischen Bureau der Schiffswerft von Blohm und Voß tätig. Um seine wissenschaftlichen Kenntnisse zu vervollständigen, besuchte er dann, nachdem er seiner einjährigen Dienstpflicht auf dem kleinen Kreuzer Beowulf genügt hatte, noch auf vier Semester die Technische Hochschule zu Hannover.

In den nächsten Jahren finden wir ihn zuerst an der kaiserlichen Werft in Wilhelmshaven, dann in der Berliner Filiale einer großen süddeutschen Maschinenfabrik, schließlich wieder bei Blohm und Voß, wo er an den Fertigstellungsarbeiten des großen Kreuzers York beschäftigt war. Gleichzeitig betätigte er sich mit gutem Erfolg als Lehrer in Abendkursen am staatlichen Technikum (wie er auch schon bei seinem ersten Aufenthalt bei Blohm und Voß in Abendkursen an der Gewerbeschule tätig war). Leider zwang ihn bald eine durch

Überanstrengung zugezogene schwere Erkrankung, das ganze nächste Jahr (1908) seiner Genesung zu widmen. Als er nach langem Aufenthalt in einem Sanatorium im Südharz wieder hergestellt war, trat er — nach kurzer Tätigkeit an der Techn. Hochschule Hannover — in meine Dienste, um einen Luftschrauben-Prüfwagen nach meinen Angaben zu bauen, der für den Luftschrauben-Wettbewerb der Internationalen Luftschiffahrts-Ausstellung 1909 in Frankfurt, genannt »Ila«, bestimmt war. Mit Eröffnung der Ausstellung trat er in deren unmittelbaren Dienste und erwieß sich hier sehr bald durch seine große Arbeitskraft und Umsicht, sein Geschick, sich in neue Verhältnisse einzuarbeiten, und vor allem auch durch sein festes und dabei taktvolles Auftreten als ein höchst wertvoller Mitarbeiter der Ausstellung. Seine Tätigkeit wuchs deshalb auch sehr bald weit über den Rahmen hinaus, der ihm zuerst zugedacht gewesen war. Er war sehr bald Geschäftsführer der wissenschaftlichen Abteilung der Ila geworden und leitete in vorzüglicher Weise die Ila-Wochenrundschaу. Der Luftschrauben-Wettbewerb, zu dem eine Unzahl von Anmeldungen erfolgt waren — darunter leider viele wenig aussichtsreiche Konstruktionen — konnte erst nach Schluß der Ausstellung vor sich gehen, da die Fertigstellung der Versuchseinrichtungen sich sehr verzögert hatte. Béjeuhr hat die ganzen Versuche selbständig und größtenteils ganz allein durchgeführt, und zwar gegen eine solche Menge von widrigen Umständen völlig zu Ende geführt, daß ich an diese Leistung immer nur mit Bewunderung denken kann. Nicht nur, daß Wind und Wetter die Versuche, die auf einem Eisenbahngleise vor sich gingen, beeinträchtigten, und daß zahlreiche Propeller zerbrachen, was meist mit einer kleineren oder größeren Zerstörung der Versuchseinrichtungen einherging, die dann wiederherzustellen und neu zu eichen waren, die Versuche erlitten außerdem durch einen sehr ersten Unfall (24. Okt.

1909), der durch Bruch der Bremse hervorgerufen worden war, eine mehrmonatliche Unterbrechung; Herr Béjeuhr trug einen mehrfachen Rippenbruch davon, durch den seine auch früher schon geschwächte Lunge anscheinend mit zu Schaden gekommen ist. Sein Pflichteifer und seine bewundernswerte Energie ließen ihn jedoch sofort nach seiner Wiederherstellung (März 1910) die Arbeiten wieder aufnehmen und im April zu Ende führen. Im Sommer erfolgte dann die mühevoll Ausarbeitung des Materials, das in Ila-Denkschrift Band II¹⁾ S. 210—290 niedergelegt ist (vgl. auch die Aufsätze in dieser Zeitschrift 1910 S. 16 u. f., 1911 S. 98 u. f., sowie das kleine Buch über Luftschrauben²⁾, dessen Wurzeln auch in Frankfurter Arbeiten zu suchen sind.

Auf seinem weiteren Lebenswege ist Paul Béjeuhr dem Luftfahrtwesen treu geblieben. Er ging zunächst (Herbst 1910) als Assistent an die Modellversuchsanstalt Göttingen, wo er eine kleine Schraubenprüfanlage für Schraubenmodelle einrichtete und den Umbau des Ila-Schraubenwagens, der in den Besitz der Universität Göttingen übergegangen war, leitete. Im Herbst 1911 wurde er in die Geschäftsführung des deutschen Luftfahrerverbands berufen und leitete hier mit vielem Geschick die deutsche Luftfahrer-Zeitschrift. Zur Zeit des I. u. II. »Zuverlässigkeitsfluges am Oberrhein« 1910 und 1911 sehen wir ihn bei der Organisation und Leitung dieser Flüge tätig, ebenso noch bei manchen späteren Flugveranstaltungen. Im Frühjahr 1912 leitete er die Arbeiten für die wissenschaftliche Abteilung der »Ala« (Allg. Luftschiffahrts-Ausstellung) in Berlin. Bei der Gründung der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für

¹⁾ Erschienen bei Springer, Berlin 1911.

²⁾ Luftschrauben. Leitfaden für den Bau und die Behandlung von Propellern. Verlag von F. B. Auffahrt, Frankfurt a. M., 1912.

Flugtechnik« wurde er zum Geschäftsführer dieser Gesellschaft gewählt; er hat bei der Geschäftsleitung der Arbeiten des Vorstandes und der zahlreichen Ausschüsse seine große Umsicht und Tatkraft aufs neue bewährt; sein bescheidenes und doch festes Auftreten hat ihm dabei die Freundschaft aller erworben, mit denen er durch gemeinsame Arbeit verbunden war.

Neben seiner umfangreichen Amtstätigkeit hat er sich noch als erfolgreicher Schriftsteller betätigt, nicht nur in der luftfahrtlichen Fachpresse sondern mit besonderem Erfolg auch durch Aufsätze und Schriften populären Inhalts.

Am 8. August 1912 verheiratete er sich mit einer jungen Hamburgerin. Der sehr glücklichen Ehe entsproß am 10. August 1914 ein Töchterchen.

Beim Ausbruch des Krieges stellte sich Béjeuhr sofort der Fliegertruppe zur Verfügung. Er wurde sehr bald als Aufsichtsbeamter für die Motorenfabrikation nach Untertürkheim kommandiert; hier war er bis zuletzt tätig und hat dabei neben seiner sonstigen Tätigkeit noch Kurse in der Schule für Motorenmonteure abgehalten.

Im Alter von 34 Jahren hat der Tod den schaffensfreudigen Mann ereilt. Seine große Willenskraft hatte bis dahin immer den zarten Körper aufrecht zu erhalten vermocht. Doch hat er, in hingebender Pflichttreue gegen die Aufgaben, die ihm im Dienste für das Vaterland übertragen

waren, dem Körper wohl zu viel zugemutet; eine Lungenblutung hat dann seinem arbeitsreichen Leben ein frühes Ende gesetzt.

Die deutsche Luftschiffahrt trauert um einen Mitarbeiter, von dem sie noch viel, sehr viel hätte erwarten dürfen.

Göttingen, im März 1916.

L. Prandtl.



Paul Béjeuhr †.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Unseren verehrlichen Mitgliedern, die in so großer Anzahl, selbst aus dem Felde, ihrer warmen Anteilnahme an unserem schweren Verlust durch den Tod unseres hochgeschätzten Geschäftsführers Dipl.-Ing. Paul Béjeuhr Ausdruck verliehen haben, sprechen wir an dieser Stelle unseren herzlichsten Dank aus.

2. Auszeichnungen und Beförderungen:

Unser Mitglied, der Geheime Regierungsrat Professor Dr. Mieth, Berlin, ist mit dem Eisernen Kreuz am weiß-schwarzen Bande ausgezeichnet worden.

Das Eisernes Kreuz I. Klasse wurde, wie wir nachträglich erfahren, dem Abteilungschef im Kgl. Preuß. Kriegsministerium und Vertreter dieser hohen Behörde in unserem Vorstand, Oberst Oschmann, am 18. Dezember vor. Js. verliehen.

Oberstudienrat Dr. phil. F. J. Poeschel, Rektor der Fürsten- und Landesschule St. Afra in Meißen, der bekannte Freiballonführer und unser Mitglied, jetzt Major und Kommandeur einer Feldluftschiffabteilung im Osten, wurde mit dem Eisernen Kreuz I. Klasse ausgezeichnet, nachdem er das Eisernes Kreuz II. Klasse schon als Kompagnieführer in Flandern im November 1914 erhalten hatte.

Unser Mitglied, der Fabrik- und Rittergutsbesitzer Walter Selve, der außer der bereits gemeldeten Auszeichnung durch das Eisernes Kreuz, das Friedrich August-Kreuz II. Klasse erhielt, wurde zum Rittmeister befördert.

3. Der Direktor des Astrophysikalischen Observatoriums in Potsdam, Geheimrat Professor Dr. K. Schwarzschild, wurde als Ordentl. Honorar-Professor in der philosophischen Fakultät an die Berliner Universität berufen.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLLEITER:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART

Gh. Hofr. Dr. **S. FINSTERWALDER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr. **N. JOUKOWSKY**
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

Ing. **JOHN ROZENDAAL**
BERLIN — GRAVENHAGE

Prof. Dr. **BERSON**
BERLIN-LICHTERFELDE

Dr.-Ing. **FÖTTINGER**
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Geh. Reg.-Rat Dr. **C. RUNGE**
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dipl.-Ing. **A. BETZ**
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat Dr. **H. HERGESELL**
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. **A. VON PARSEVAL**
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. **SEPPELER**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF

H. BOYKOW
VERGATTEN-LEUHNANT A. D., FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. **W. HOFF**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dipl.-Ing. Dr. **V. QUITTNER**
BERLIN

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

Dr. **R. EMDEN**
PROF. AN DER UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**
PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. **H. REISSNER**
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. **C. WIESELSBERGER**
GÖTTINGEN

F. ROMBERG
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

29. April 1916.

Heft 7 und 8.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCH werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechanst. Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: „Vorreiter Berlin-Steglitz“.

INHALT:

Eine Gleichung für Flügelprofile. Von E. Everling-Adlershof. S. 41.
Hilfsmittel zur numerischen Berechnung im Flugzeugbau. (Flugzeugrechen-schieber von Raoul Hofmann.) Von Dipl.-Ing. Max Munk. (Schluß aus Heft 5/6). S. 47.
Elektr. Fernthermometer zur Messung der Kühlwasser-Temperaturen in Explosionsmotoren, in Flugzeugen und Automobilen. Von Otto Hauser. S. 49.

Die Elektrizität im Flugzeug. Von Oskar Velten, Ingenieur. S. 50.
AEF. Einführung der Einheits- und Formelzeichen des AEF bei der Königl. preuß. Bauverwaltung. S. 51.
Patentschau. S. 51. — Bücher-Besprechungen. S. 52.
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 52.

Eine Gleichung für Flügelprofile.

Von E. Everling-Adlershof.

Nachtrag zur „Geometrie der Flügelprofile“ in den Luftschrauben-Untersuchungen der ehemaligen Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie.

Von F. Bendemann.

I. Wert und Zweck einer Gleichung für Flügelprofile.

In den »Luftschrauben-Untersuchungen« ist bereits wiederholt¹⁾ von einem mathematischen Ansatz für den Querschnitt von Luftschraubenflügeln die Rede gewesen. Eine solche Profilformel wäre für aerodynamische Untersuchungen von großem Wert, wenn es mit ihrer Hilfe gelänge,

1. bei Modellversuchen mit Luftschrauben oder Tragdecken gewisse Änderungen der Profilform auf systematischem Wege hervorzubringen, ohne den Charakter der Umrißlinien und des Strömungsverlaufes dadurch zu ändern;

2. gegebene Flügelprofile durch eine Formel auszudrücken, um sie durch wenige einfache Angaben in allen Teilen eindeutig festlegen zu können.

Der erstgenannte Zweck läßt sich auf mannigfache Weise erreichen. Es erscheint selbstverständlich und ist auch durch die bisherigen Versuche erwiesen, daß ein stetiger Verlauf der Körperumrisse, also eine stetige Zunahme der Krümmungsradien nach der Austrittskante hin für das Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb oder von Drehmoment zu Schub vorteilhaft ist. Daher wird man sich auch bei systematischen Versuchen in erster Linie auf solche Gestalten beschränken können.

Nun ist schon früher¹⁾ eine Reihe von Kurven mit stetig von vorn nach hinten zunehmendem Krümmungsradius zur Herstellung von Luftschraubenprofilen benutzt worden, z. B. Spiralen, begrenzte Stücke von Sinuslinien und vor allem Parabeln. Aus den damaligen Erörterungen geht hervor, und es soll nun ausführlicher dargelegt werden, daß man durch zweckmäßige Addition und Subtraktion der Ordinaten verschiedener Parabeln die Gleichung von Flügelprofilen erhalten kann, deren wichtigste Abmessungen durch Veränderung der Formelkonstanten planmäßig variiert werden können, ohne daß der Gesamtcharakter der Profilform sich ändert. Außerdem stimmen diese Gestalten mit den in der Praxis erprobten und verwendeten im wesentlichen überein.

Bedeutend schwieriger ist die zweite Forderung zu erfüllen, den Kurvenverlauf einer vorliegenden, ausgeführten

¹⁾ F. Bendemann, Z. f. Fl. u. M. 2, S. 213—216, 1911; ebenda 3, S. 44—49, 1912 (vgl. auch Diskussionsbemerkung von Prandtl S. 50), C. Schmid, ebenda 6, S. 58, 1915; z. T. ausführlicher in F. Bendemann, Luftschrauben-Untersuchungen, Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin, Heft I, 1911, S. 38 bis 41, und Heft II, 1912, S. 17—21.

¹⁾ F. Bendemann, Z. f. Fl. u. M. 3, S. 49, 1912; dasselbe: Luftschrauben-Untersuchungen 1912, S. 19.

Flugzeugrippe oder eines Luftschraubenquerschnittes eindeutig und reproduzierbar durch eine Profilformel wiederzugeben. Die Gründe dafür sind folgende:

1. Die praktischen Profilformen werden meistens nach Augenmaß entworfen.
2. Hinter der Vorderkante befindet sich auf der Druckseite oft eine Unstetigkeit, weil die Vorderkante mit den benachbarten Teilen aus aerodynamischen Gründen gelegentlich »herabgezogen« wird.
3. Der Verlauf zur Hinterkante hin ist bei Flugzeugrippen oft, besonders auf der Druckseite, durch die Rücksichtnahme auf den Raumbedarf eines möglichst hohen und möglichst weit nach hinten liegenden Hinterholmes bestimmt und daher mit Unstetigkeiten behaftet. Sehr deutlich zeigt diese Abweichungen der englische B.E.-Doppeldecker.

Es ist jedoch gelungen, eine Gleichung zu finden, die mit hinreichender Annäherung eine Reihe von Flugzeugrippenformen und Schraubenflügelquerschnitten darstellt.

II. Wahl einer Profilformel.

Eine solche mathematische Gleichung für die Flügelprofilkurven muß, um praktisch verwendbar zu sein,

1. möglichst einfach sein,
2. nur solche mathematischen Funktionen enthalten, die einem weiteren Kreise bekannt und ohne Erklärungen verständlich sind,
3. auf rechtwinkelige (Cartesische) Parallelkoordinaten bezogen sein,
4. eine möglichst einfache zahlenmäßige Ausrechnung gestatten, am besten nur mit dem Rechenschieber, zur Not auch mit ein für allemal festzulegenden Tabellen,
5. eine stetige Abnahme der Krümmung von vorn nach hinten aufweisen,
6. aus den aerodynamisch wichtigsten Abmessungen des Profils in bezug auf ihre Konstanten möglichst leicht bestimmbar sein.

III. Einfacher Ansatz für eine Profilformel.

Diesen Anforderungen genügt in gewissem Grade die zuerst von *Bendemann*¹⁾ vorgeschlagene, von *Prandtl*¹⁾ verallgemeinerte Überlagerung verschiedener Parabeln. Jedoch erhält man durch die einfache *Bendemannsche* Form

$$y = \pm Al \left(\sqrt{\frac{x}{l} - \frac{x}{l}} \right) \dots \dots \dots (1)$$

und die allgemeine *Prandtl'sche* Gleichung

$$y = \bar{a} \left(\frac{x}{l} \right)^m \left(\frac{l-x}{l} \right)^n \dots \dots \dots (2)$$

nur symmetrische Kurven, die sich z. B. als Umrißlinien von Körpern geringen Strömungswiderstandes (Luftschiffkörpern, Stielen) eignen, nicht aber die zur Erzeugung einseitiger Strömungskräfte (Tragdeckenauftrieb, Schraubenschub) erforderliche Unsymmetrie aufweisen. Diese Unsymmetrie hineinzugetragen, lagen bisher nur Vorschläge vor, die etwas Unorganisches an sich haben. Am gangbarsten schien der *Prandtl'sche* Weg, die Ordinaten der symmetrischen Umrißlinie auf eine irgendwie gekrümmte Mittellinie, z. B. einen Kreisbogen, statt auf ihre gerade Symmetrieachse, d. i. die Abszissenachse des Koordinatensystems, aufzutragen. Die so entstandene Form ist aber mathematisch zu verwickelt, um einer näheren Behandlung fähig zu sein, besonders hinsichtlich ihrer Bestimmung aus den wichtigsten äußeren Abmessungen, wie sie oben (II. Abschnitt, Punkt 6) gefordert wurde.

Deshalb ist inzwischen von *Bendemann* ein neuer Weg vorgeschlagen worden: Es werden für Druck- und Saugseite

¹⁾ Vgl. Anm. 1, Spalte 1 dieses Berichtes.

zwei verschiedene, jedoch in bestimmter Weise zusammenhängende Gleichungen parabolischen Charakters benutzt, derart, daß sie am Kopfe des Flügelprofils, d. h. für den Anfangspunkt des Koordinatensystems und seine Umgebung, Symmetrie ergeben, im weiteren Verlauf aber durch stetig zunehmende Verschiedenheit zu unsymmetrischem Verlauf und deshalb zur Überschneidung (Hinterkante) führen. Das läßt sich z. B. auf folgende einfache Weise erreichen: Man setzt

$$\left. \begin{aligned} y_s &= + a \sqrt{x} - b \sqrt{x}^3 \text{ für die Saugseite} \\ \text{und } y_d &= - a \sqrt{x} - c \sqrt{x}^3 \text{ für die Druckseite} \end{aligned} \right\} \dots (3)$$

wobei *a*, *b* und *c* positive Zahlenwerte haben. Dieser Ansatz ergibt z. B. mit

$$a = 0,1; \quad b = 1,1; \quad c = 0,9 \dots \dots (4)$$

die in Fig. 1 dargestellte Form. Durch Änderung der Koeffizienten *a*, *b* und *c* kann man die Form in gewissen Grenzen planmäßig abwandeln. Dies zeigen die Fig. 1 bis 5, in denen die Konstanten nach Tab. 1 gewählt sind. Dabei ist zwischen *a*, *b* und *c* eine solche Beziehung gewählt worden, daß der Schnittpunkt von Saug- und Druckseite die Abszisse *x* = 1 hat. Es ist nämlich

$$a - b = -a - c = -d \dots \dots (5)$$

gesetzt worden, also

$$c = b - 2a \dots \dots (6)$$

Die Größe *d*, der gemeinsame Wert der (negativen) Ordinaten von Saug- und Druckseite für ihren Schnittpunkt, d. h. die Senkung der Hinterkante unter die Abszissenachse, ist als unabhängige Größe in die Tabelle eingetragen.

Tabelle 1.

Zahlenwerte der Konstanten für die Figuren 1 bis 5.

Figur	1	2	3	4	5	
Gegebene Größen	a =	0,1	0,15	0,2	0,1	0,05
	d =	1,0	1,0	1,0	0,5	0,5
also nach Gl. (5)	b =	1,1	1,15	1,2	0,6	0,55
	c =	0,9	0,85	0,8	0,4	0,45

Nach der Tabelle unterscheiden sich die drei ersten Figuren einerseits, die beiden letzten andererseits nur durch die Konstante *a*, die, wie wir in den folgenden Betrachtungen sehen werden, durch die Größe des Kopfkreises der Profilkurve eindeutig festgelegt ist. Die Bilder zeigen, wie die Dicke sich gleichzeitig mit der Konstanten *a* so ändert, daß der ganze Verlauf denselben Charakter beibehält. Fig. 1 und 4 weisen das gleiche *a*, aber eine verschiedene Senkung der Hinterkante *d*, infolgedessen verschiedene Länge und Wölbung, aber gleichen Kopfkreis auf. Fig. 4 kann man sich aus 3, ebenso 5 aus 1 entstanden denken durch Halbierung der Ordinaten. Man erkennt die hierdurch hervorgerufenen charakteristischen Unterschiede; man sieht aber gleichzeitig auch, daß die Zahl der möglichen Änderungen bei Beschränkung auf drei Konstanten *a*, *b* und *c*, die zudem noch durch die Beziehung (6) verknüpft sind, nicht groß genug ist, um allgemeine systematische Versuche darauf zu begründen, geschweige denn, um eine vorgelegte Flügelform durch die Gleichung darstellen zu können. Auch wenn man statt der Abszisse *x* = 1 für den Schnittpunkt der beiden Kurven (3) allgemeiner *x* = *x*₀ annimmt, also die Gleichung (6) wieder fallen läßt, so bedeutet das lediglich eine Änderung der Maßeinheit der Koordinaten, und man erhält Formen, die denen nach Gleichung (3) und (6) bei passender Wahl der Konstanten *a*, *b* und *c* geometrisch ähnlich sind.

Wenn man in Gleichung (3) für die Exponenten von *x* an Stelle von $\frac{1}{2}$ und $\frac{3}{2}$ beliebige Größen $\frac{p}{2}$ und $\frac{q}{2}$ ansetzt, so gewinnt man zwar die Möglichkeit einer weitgehenden

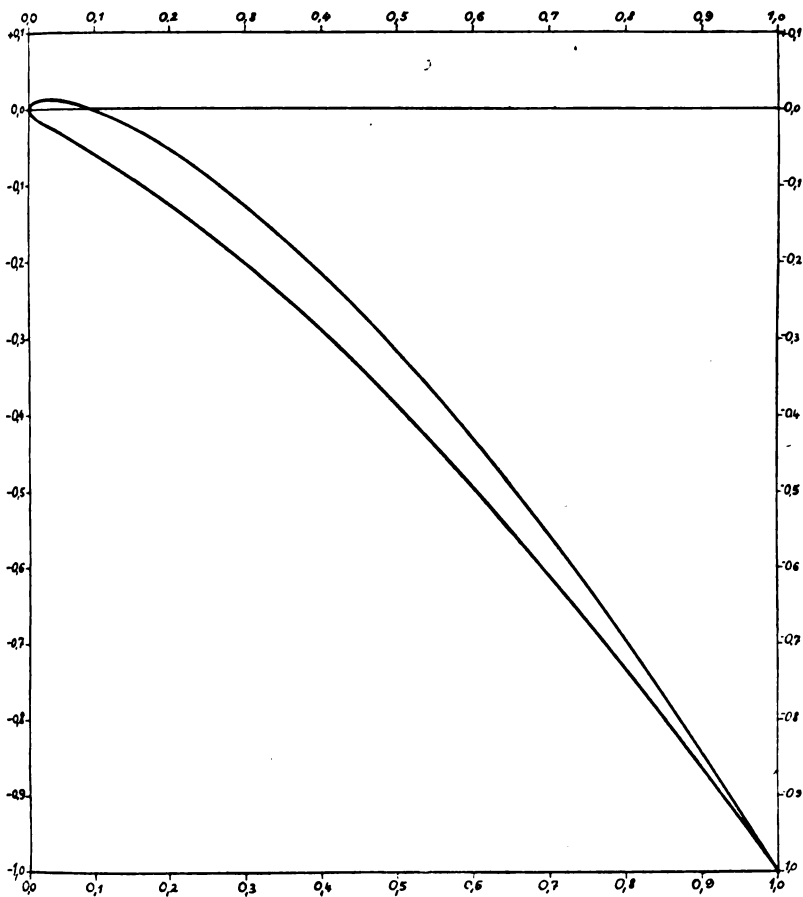


Fig. 1. Flügelprofil nach der Gleichung:

$$y_s = +0,1\sqrt{x} - 1,1\sqrt{x^3} \text{ für die Saugseite und}$$

$$y_d = -0,1\sqrt{x} - 0,9\sqrt{x^3} \text{ für die Druckseite.}$$

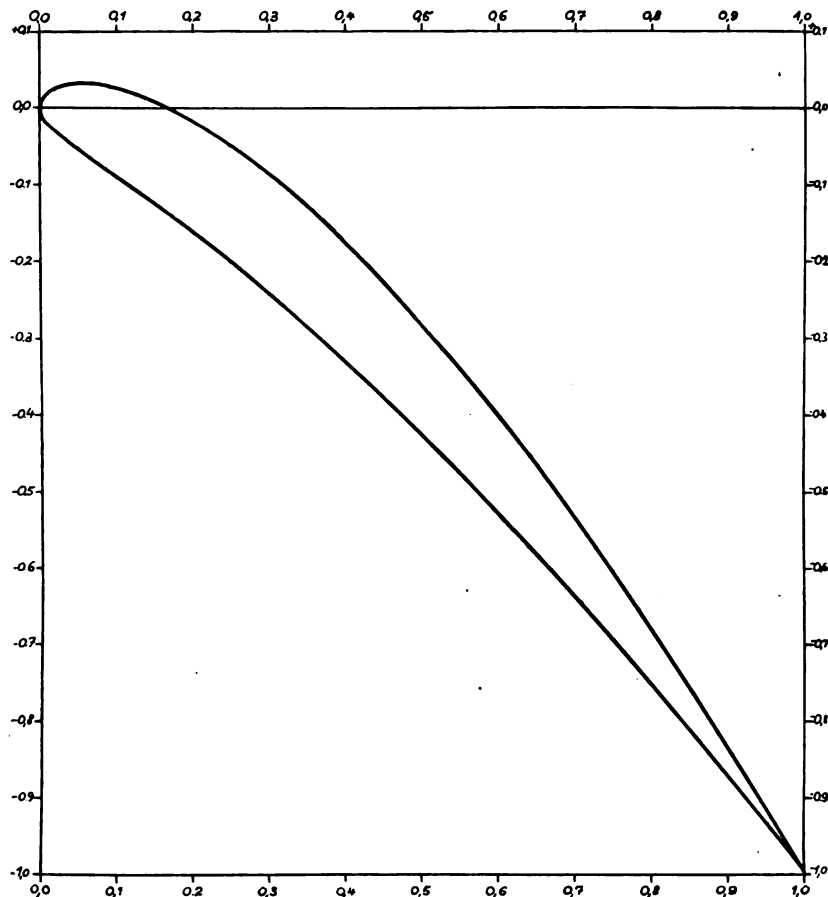


Fig. 3.

Flügelprofil nach der Gleichung:

$$y_s = +0,2\sqrt{x} - 1,2\sqrt{x^3} \text{ für die Saugseite und}$$

$$y_d = -0,2\sqrt{x} - 0,8\sqrt{x^3} \text{ für die Druckseite.}$$

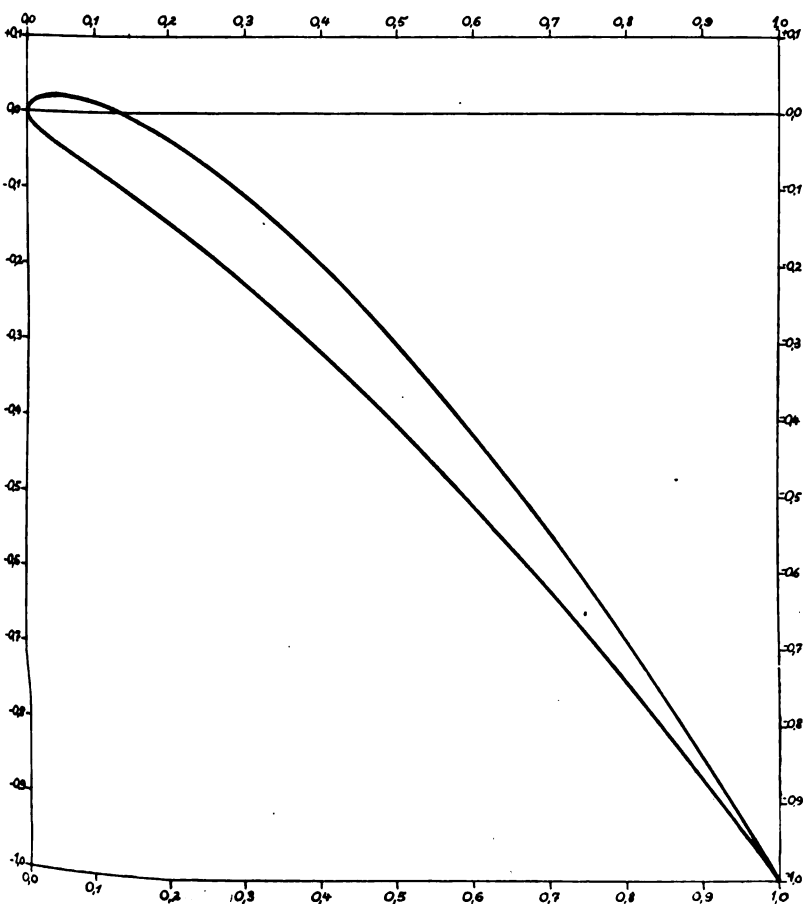


Fig. 2. Flügelprofil nach der Gleichung:

$$y_s = +0,15\sqrt{x} - 1,15\sqrt{x^3} \text{ für die Saugseite und}$$

$$y_d = -0,15\sqrt{x} - 0,85\sqrt{x^3} \text{ für die Druckseite.}$$

Anpassung an fertige oder vorgeschriebene Profilformen; die Gleichungen werden jedoch ziemlich verwickelt, auch die Berechnung ist nicht mehr so einfach, wie es nach unseren oben aufgestellten Forderungen (II. Abschnitt, Punkt 1 und 4) wünschenswert ist. In diesem Falle folgen statt der Gleichungen (3) die Formeln

$$\left. \begin{aligned} y_s &= +a\sqrt{x^p} - b\sqrt{x^q} \text{ für die Saugseite,} \\ y_d &= -a\sqrt{x^p} - c\sqrt{x^q} \text{ für die Druckseite,} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

und man erkennt leicht, daß im Falle

$$\frac{q}{2} = \frac{p}{2} + 1 \dots \dots \dots (8)$$

die erste der Gleichungen (7) für die Saugseite einen Sonderfall der Prandtl'schen Gleichung (2) für die Werte

$$m = \frac{p}{2}; \quad n = 1; \quad l = \frac{a}{b}; \quad \bar{a} = a \cdot l^{\frac{p}{2}} \dots \dots (9)$$

darstellt. Auch diese Prandtl'sche Gleichung (2) wäre für die Anwendung nicht geeignet, selbst wenn man sie für die Druckseite verwendbar machen würde. Die Gründe sind die gleichen wie für den verallgemeinerten Ansatz (7).

IV. Verallgemeinerter Ansatz für die Profilformel.

Durch Hinzufügung eines weiteren Gliedes kann jedoch die notwendige Verallgemeinerung der Gleichung (3) und ihre Anpassung an die praktischen Erfordernisse in einfacher Weise erzielt werden: Wir addieren zu den Ordinaten der Parabeln die Ordinaten einer Geraden, d. h. die mit einer Konstanten multiplizierten Abszissenwerte x ; wir setzen also unsere Gleichung an in der Form

$$\left. \begin{aligned} y_s &= \sqrt{x} (a_s + b_s\sqrt{x} + c_s x) \text{ für die Saugseite} \\ \text{und } y_d &= \sqrt{x} (a_d + b_d\sqrt{x} + c_d x) \text{ für die Druckseite.} \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

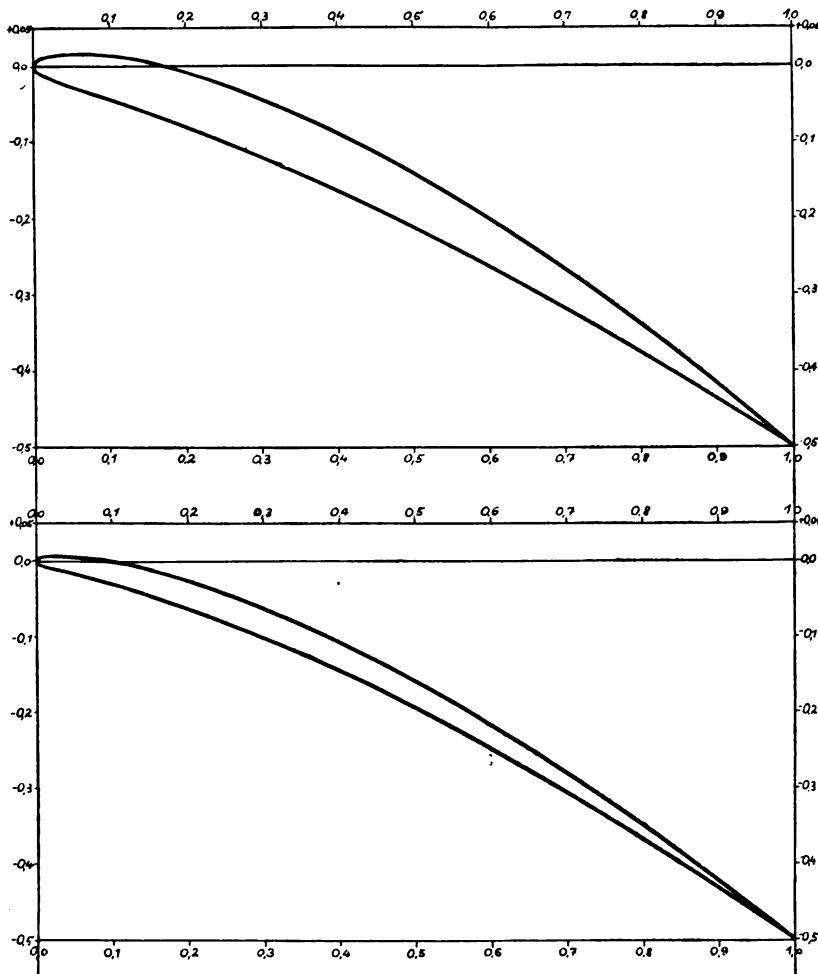


Fig. 4 u. 5. Flügelprofile nach der Gleichung:

Oben:

$$y_s = +0,1 \sqrt{x} - 0,6 \sqrt{x^3} \text{ für die Saugseite und}$$

$$y_d = -0,1 \sqrt{x} - 0,4 \sqrt{x^3} \text{ für die Druckseite.}$$

Unten:

$$y_s = +0,05 \sqrt{x} - 0,55 \sqrt{x^3} \text{ für die Saugseite und}$$

$$y_d = -0,05 \sqrt{x} - 0,45 \sqrt{x^3} \text{ für die Druckseite.}$$

Die Konstanten a_s, b_s, c_s und a_d, b_d, c_d sind jetzt natürlich nicht mehr sämtlich positiv, sie haben auch eine andere Bedeutung als in Gleichung (3). Um nun zu zeigen, wie diese Konstanten sich aus den geforderten oder praktisch vorliegenden Gestalteigenschaften einer Profilkurve bestimmen lassen, müssen wir zunächst die wichtigsten Eigenschaften der Umrißlinie durch jene Konstanten ausdrücken.

Zu diesem Zweck diskutieren wir die Gleichung (10), die wir in der Form

$$y = \sqrt{x} (a + b \cdot \sqrt{x} + c \cdot x) \dots (11)$$

schreiben können. Die drei ersten Ableitungen dieser Gleichung sind

$$y' = \frac{1}{2\sqrt{x}} (a + 2b\sqrt{x} + 3cx) \dots (12)$$

$$y'' = \frac{1}{4\sqrt{x^3}} (3cx - a) \dots (13)$$

$$y''' = \frac{3}{8\sqrt{x^5}} (a - cx) \dots (14)$$

Daher lautet die Gleichung einer Tangente im Punkte (x_t, y_t) :

$$y - y_t = y'_t (x - x_t)$$

oder

$$y = \frac{1}{2\sqrt{x_t}} [x (a + 2b\sqrt{x_t} + 3cx_t) + x_t (a - cx_t)] \dots (15)$$

Für die Schnittpunkte der Kurve mit der X-Achse ($y = 0$) ergibt sich:

$$y = \sqrt{x} (a + b\sqrt{x} + cx) = 0,$$

also

$$\sqrt{x} = 0 \text{ und } \sqrt{x} = \frac{1}{2c} (-b \pm \sqrt{b^2 - 4ac}). \dots (16)$$

Im Nullpunkte ist nach Gleichung (12) die erste Ableitung unendlich groß, d. h. die Y-Achse ist dort Tangente.

Die Kurve hat ferner Extremwerte (Maxima oder Minima) für:

$$y'_m = 0, \text{ d. h. } a + 2b\sqrt{x_m} + 3cx_m = 0,$$

also für

$$\sqrt{x_m} = \frac{1}{3c} (-b \pm \sqrt{b^2 - 3ac}) \text{ und } y_m = \frac{\sqrt{x_m}}{3} (2a + b\sqrt{x_m}). \dots (17)$$

Wendepunkte existieren für:

$$y''_w = 0, \text{ d. h. } 3cx_w - a = 0$$

oder

$$x_w = \frac{a}{3c} \text{ und } y_w = \frac{a}{3c} \left(4\sqrt{\frac{ac}{3}} + b \right), \dots (18)$$

also nur für den Fall, daß $\frac{a}{c}$ positiv ist; die Gleichung der Wendetangente lautet nach (15):

$$y - y_w = (\sqrt{3ac} + b) (x - x_w)$$

oder

$$y = x(\sqrt{3ac} + b) + \frac{a}{3} \sqrt{\frac{a}{3c}} \dots (19)$$

Aus den Gleichungen (15) und (18) folgt, daß die Abszisse x_w des Wendepunktes ein Drittel der Abszisse x_t des Punktes ist, in dem eine Tangente aus dem Nullpunkt die Kurve berührt; diese Beziehung kann für Konstruktionszwecke wertvoll sein.

Für den Krümmungsradius gilt die allgemeine Gleichung

$$r = \pm \frac{\sqrt{1 + y'^2}}{y''}, \dots (20)$$

also in unserem Falle für den Nullpunkt:

$$r = \frac{a^2}{2} \text{ oder } a = \sqrt{2r} = \sqrt{d}, \dots (21)$$

wo d der Durchmesser des Kopfkreises ist. Durch Differentiation von r nach x folgt allgemein:

$$\frac{dr}{dx} = \frac{\sqrt{1 + y'^2}}{y''^2} \{ 3y'y''^2 - y'''(1 + y'^2) \}, \dots (22)$$

also in unserem Falle für $x = 0$, weil die geschweifte Klammer alsdann identisch verschwindet,

$$\lim_{x=0} \frac{dr}{dx} = 0, \dots (23)$$

woraus folgt, daß der Krümmungsradius im Nullpunkt seinen Kleinstwert hat, der durch das mit der niedrigsten Potenz von x multiplizierte Glied der Gleichung (11) bestimmt ist. Damit nun der Krümmungsradius im Nullpunkt für Saug- und Druckseite, die in diesem Punkte bereits die Tangente gemeinsam haben, ebenfalls den gleichen Wert hat, müssen a_s und a_d ihrem absoluten Werte nach übereinstimmen, jedoch verschiedenes Vorzeichen haben, da die Saugseite vom Nullpunkt aus nach oben, die Druckseite nach unten verläuft. Wir haben also:

$$a_s = -a_d = +\sqrt{d} \dots (24)$$

Als dann wird die Rippenkurve im Nullpunkt und in seiner Umgebung symmetrisch in bezug auf die X-Achse. Der Mittelpunkt des Kopfkreises liegt auf ihr und der Berührungsradius fällt mit ihr zusammen.

Nun ist nach Knoller¹⁾ die Mittellinie einer solchen Flügelprofilform definiert als der geometrische Ort der Mittel-

¹⁾ R. Knoller, Jahrbuch der Wiss. Ges. f. Luftf., Bd. III, 2. Lfg., S. 108, 1914. Verlag J. Springer, Berlin 1915.

punkte aller eingeschriebenen Kreise. Diese Mittellinie endet also in der zugespitzten Austrittskante einerseits (bzw. bei schwach abgerundeter Austrittskante im Mittelpunkt des Abrundungskreises), andererseits im Mittelpunkt des Kopfkreises. Wir können sie uns jedoch nahezu stetig verlängert denken durch den Berührungsradius. Wir finden alsdann, daß unsere X -Achse Tangente dieser Mittellinie an der Eintrittskante ist. Die Sehne der Mittellinie wollen wir für unsere Betrachtung als Sehne der Profilform zugrunde legen, da die in der Praxis übliche Angabe der Tangentialsehne der Druckseite für beiderseitig konvexe Flügelquerschnitte versagt. Diese Definition der Sehne mit Hilfe der Knollerschen Mittellinie ist unabhängig von dem augenblicklichen Anstellwinkel des Tragdeckenprofils oder von der Steigung des Luftschraubenflügels, im Gegensatz zu dem Vorschlag von G ü m b e l¹⁾, die Verbindung der durch die Achsrichtung der Luft- oder Wasserschraube gekennzeichneten Vorderkante mit der zugespitzten (oder entsprechend definierten) Hinterkante als Sehne zu verwenden.

Die Koordinaten für die Austrittskante selbst erhalten wir aus der Bedingung, daß für einen Abszissenwert x_0 die beiden Gleichungen (10) denselben Wert y_0 für y_s und y_d ergeben, also:

$$y_s = y_d = y_0 = \sqrt{x_0} (a_s + b_s \sqrt{x_0} + c_s x_0) = \sqrt{x_0} (a_d + b_d \sqrt{x_0} + c_d x_0). \quad (25)$$

Daraus folgt für x_0 bzw. $\sqrt{x_0}$ zunächst der selbstverständliche Wert 0, weiterhin:

$$\sqrt{x_0} = \frac{1}{2(c_s - c_d)} \{ b_d - b_s \pm \sqrt{(b_d - b_s)^2 + 4(a_d - a_s)(c_s - c_d)} \}. \quad (26)$$

Dieser Wert ist in Gleichung (10) oder (25) einzuführen; dann folgt

$$y_0 = \frac{1}{4(c_s - c_d)^2} (b_d - b_s \pm \sqrt{\dots}) \begin{vmatrix} a_s & a_d & b_s - b_d \mp \sqrt{\dots} \\ b_s & b_d & c_s - c_d \\ c_s & c_d & 0 \end{vmatrix}, \quad (27)$$

also eine Form, die gegenüber einer Vertauschung der Zeiger s und d unveränderlich ist. Von den beiden Vorzeichen der Quadratwurzel ist stets das zu nehmen, das den kleineren positiven Wert für x_0 ergibt, da sich natürlich, vom gemeinsamen Nullpunkte abgesehen, Druck- und Saugseite nur einmal schneiden können. Im allgemeinen benötigen wir jedoch das Resultat der Gleichungen (26) und (27) deshalb nicht, weil x_0 und y_0 meist gegeben sein werden und die Aufgabe vorwiegend darin besteht, aus diesen Werten die Konstanten a_s, b_s, c_s und a_d, b_d, c_d mit Hilfe der Gleichungen (25) zu ermitteln. Wir rechnen daher im folgenden stets mit den Größen x_0 und y_0 selbst.

Die Länge des Profils, gemessen an der oben definierten Sehne der Mittellinie, hat den Wert:

$$l = \sqrt{x_0^2 + y_0^2}; \quad (28)$$

die Neigung dieser Sehne gegen die X -Achse, zugleich der Winkel der Mittellinie gegen die Sehne an der Eintrittskante, ergibt sich aus

$$\text{tg } \alpha_s = \frac{y_0}{x_0}; \quad (29)$$

und die Gleichung der Sehne selbst ist dementsprechend:

$$y = x \cdot \frac{y_0}{x_0} = \frac{x}{\sqrt{x_0}} (a + b \sqrt{x_0} + c x_0); \quad (30)$$

oder in der Normalform

$$\frac{x y_0 - y x_0}{l} = 0; \quad (31)$$

Mit Hilfe dieser Normalform erhält man den senkrechten Abstand f eines Punktes (\bar{x}, \bar{y}) der Kurve von der Sehne:

$$\pm f = \frac{\bar{x} y_0 - \bar{y} x_0}{l} = \frac{\bar{y} \sqrt{x_0}}{l} (c \sqrt{\bar{x} x_0} - a) (\sqrt{x_0} - \sqrt{\bar{x}}). \quad (32)$$

¹⁾ G ü m b e l, Jahrbuch der Schiffbautechn. Ges., Bd. XV, S. 437, 1914. Verlag J. Springer, Berlin 1914.

Für den Größtwert dieses Abstandes, die Pfeilhöhe f_m , muß die Ableitung von f nach x verschwinden:

$$\left(\frac{df}{dx} \right)_{f=f_m} = 0, \text{ d. h. } 3c \sqrt{x_0} \bar{x}_m - 2(a + c x_0) \sqrt{\bar{x}_m} + a \sqrt{x_0} = 0$$

oder

$$\sqrt{\bar{x}_m} = \frac{1}{3c \sqrt{x_0}} \{ a + c x_0 \pm \sqrt{a^2 + c^2 x_0^2 - a c x_0} \}, \quad (33)$$

also für die Pfeilhöhe selbst nach den Gleichungen (32):

$$f_m = \frac{1}{27 c^2 l \sqrt{x_0}} \{ \pm 2 \sqrt{3} - (a + c x_0) (5 a c x_0 - 2 a^2 - 2 c^2 x_0^2) \}. \quad (34)$$

Wenn man andererseits den Wert x_0 in die Gleichung (12) einsetzt, so erhält man für die Winkel der Austrittstangenten der Saug- und Druckseite gegen die horizontale X -Achse:

$$\text{tg } \epsilon_s = \frac{1}{2 \sqrt{x_0}} (a_s + 2 b_s \sqrt{x_0} + 3 c_s x_0)$$

und

$$\text{tg } \epsilon_d = \frac{1}{2 \sqrt{x_0}} (a_d + 2 b_d \sqrt{x_0} + 3 c_d x_0). \quad (35)$$

Der Austrittswinkel der Saug- und Druckseite gegen die Sehne berechnet sich daraus nach (29):

$$\text{tg } \alpha_s = \text{tg } (\epsilon_s - \alpha_s) = \frac{\sqrt{x_0} (c_s x_0 - a_s)}{2 x_0 + (a_s + b_s \sqrt{x_0} + c_s x_0) (a_s + 2 b_s \sqrt{x_0} + 3 c_s x_0)}$$

$$\text{tg } \alpha_d = \text{tg } (\epsilon_d - \alpha_d) = \frac{\sqrt{x_0} (c_d x_0 - a_d)}{2 x_0 + (a_d + b_d \sqrt{x_0} + c_d x_0) (a_d + 2 b_d \sqrt{x_0} + 3 c_d x_0)}$$

(36)

und der Winkel der Austrittstangenten gegeneinander, d. h. die hintere Zuschärfung des Profils, mit Hilfe von Gleichung (25)

$$\text{tg } \epsilon_a = \text{tg } (\epsilon_d - \epsilon_s) = 2 \sqrt{x_0} \frac{a_s - a_d + (c_d - c_s) x_0}{4 x_0 + (a_s + 2 b_s \sqrt{x_0} + 3 c_s x_0) (a_d + 2 b_d \sqrt{x_0} + 3 c_d x_0)}. \quad (37)$$

Endlich findet man noch für den Winkel der Mittellinie gegen die Sehne an der Austrittskante

$$\text{tg } \alpha_a = \text{tg } \left(\frac{\alpha_s + \alpha_d}{2} \right) = \frac{\text{tg } \alpha_s + \text{tg } \alpha_d}{1 + \sqrt{1 + \text{tg}^2 \alpha_s} \sqrt{1 + \text{tg}^2 \alpha_d} - \text{tg } \alpha_s \cdot \text{tg } \alpha_d}. \quad (38)$$

Die Gleichungen der Austrittstangenten selbst lauten nach (15) in der Normalform:

$$\epsilon_s \equiv \frac{x(a_s + 2b_s \sqrt{x_0} + 3c_s x_0) - y \cdot 2\sqrt{x_0} + x_0(a_s - c_s x_0)}{\sqrt{(a_s + 2b_s \sqrt{x_0} + 3c_s x_0)^2 + 4x_0}} = 0,$$

$$\epsilon_d \equiv \frac{x(a_d + 2b_d \sqrt{x_0} + 3c_d x_0) - y \cdot 2\sqrt{x_0} + x_0(a_d - c_d x_0)}{\sqrt{(a_d + 2b_d \sqrt{x_0} + 3c_d x_0)^2 + 4x_0}} = 0,$$

(39)

also die Gleichung ihrer beiden Winkelhalbierenden, d. h. der Austrittstangente der Mittellinie und der dazu senkrechten Geraden, in symbolischer Form:

$$\epsilon_s \pm \epsilon_d = 0 \quad (40)$$

V. Berechnung der Konstanten.

Wir haben in den vorstehenden Erörterungen eine Musterkarte der mathematischen Formeln von mehr oder weniger wichtigen Gestalteigenschaften der Profilkurven zusammengestellt. Aus diesen Werten für den Kopfkreisradius, die Pfeilhöhe der Saug- und Druckseite, die Zuschärfung der Austrittskante usw., die entweder gefordert oder aus vorliegenden Profilformen entnommen werden, kann man nun a_s, b_s, c_s und a_d, b_d, c_d berechnen. Die Formeln werden jedoch zum Teil recht kompliziert, so daß es einfacher erscheint und zugleich erfahrungsgemäß von Vorteil ist, zur Berechnung der Konstanten von den angegebenen Abmessungen

nur den Kopfkreisdurchmesser d nach Gleichung (24) und die Werte x_0 und y_0 , d. h. die Koordinaten der Austrittskante, beizubehalten, im übrigen aber die beiden letzten Werte, die noch zur vollständigen Berechnung der sechs Konstanten nötig sind, aus zwei nach bestimmten Grundsätzen gewählten Kurvenpunkten zu ermitteln.

Für eine Parallele zur Y-Achse im Abstände $k \cdot x_0$, wobei k ein echter Bruch ist, erhält man die Schnittpunkte y_{ks} und y_{kd} mit der Profilkurve. Mit Hilfe der Gleichungen (10), (24) und (25), von denen jede zwei Gleichungen darstellt, kann man alsdann die Konstanten durch die fünf gegebenen Werte d , x_0 , y_0 , y_{ks} und y_{kd} ausdrücken und erhält:

$$\left. \begin{aligned} a_s &= -a_d = \sqrt{d}, \\ b_s &= \frac{1}{k x_0} \left[\frac{y_{ks} - k \sqrt{k} y_0}{1 - \sqrt{k}} - \sqrt{d k x_0} (1 + \sqrt{k}) \right], \\ b_d &= \frac{1}{k x_0} \left[\frac{y_{kd} - k \sqrt{k} y_0}{1 - \sqrt{k}} + \sqrt{d k x_0} (1 + \sqrt{k}) \right], \\ c_s &= \frac{1}{k x_0 \sqrt{x_0}} \left[\frac{k y_0 - y_{ks}}{1 - \sqrt{k}} + \sqrt{d k x_0} \right], \\ c_d &= \frac{1}{k x_0 \sqrt{x_0}} \left[\frac{k y_0 - y_{kd}}{1 - \sqrt{k}} - \sqrt{d k x_0} \right]. \end{aligned} \right\} \quad (41)$$

Für die praktische Berechnung eignet sich besonders die Wahl einer Parallelen zur Y-Achse im Abstände von einem Viertel der größten Abszisse x_0 , nämlich

$$k = \frac{1}{4} = 0,25, \text{ also } x = \frac{1}{4} x_0. \quad (42)$$

In diesem Falle ergibt sich mit Hilfe der Gleichungen (41) an Stelle der Ansatzgleichung (10) die folgende, die nur noch die vorgegebenen fünf Werte d , x_0 , y_0 , y_s und y_d (letztere beiden sind die zu dem Werte $0,25 \cdot x_0$ gehörigen Größen y_{ks} und y_{kd}) enthält:

$$\left. \begin{aligned} y_s &= X \left\{ + \sqrt{d x_0} + X [8 y_s - y_0 - 3 \sqrt{d x_0}] \right. \\ &\quad \left. + 2 X^2 [y_0 - 4 y_s + \sqrt{d x_0}] \right\}, \\ y_d &= X \left\{ - \sqrt{d x_0} + X [8 y_d - y_0 + 3 \sqrt{d x_0}] \right. \\ &\quad \left. + 2 X^2 [y_0 - 4 y_d - \sqrt{d x_0}] \right\}. \end{aligned} \right\} \quad (43)$$

Dabei ist X zur Abkürzung für $\sqrt{\frac{x}{x_0}}$ gesetzt worden.

VI. Ergebnis.

Wenn also ein praktisch gegebenes Flügelprofil durch eine mathematische Gleichung auszudrücken ist, oder eine solche Gleichung zum Zweck der Konstruktion einer planmäßigen Versuchsreihe von Flügelquerschnitten aufgestellt werden soll, so verfährt man nach dem Ergebnis des vorigen Abschnittes passend in folgender Weise: Man lege die Vorderkante mit der Stelle des geringsten Krümmungsradius, entsprechend dem Endpunkt der Knollerschen Mittellinie, so in den Nullpunkt eines Koordinatennetzes, daß die X-Achse

Tangente an die Mittellinie, die Y-Achse Tangente an die Profilkurve selbst wird; dann bestimme man

1. den Durchmesser des kleinsten Krümmungskreises d ,
2. die Abszisse der Austrittskante x_0 ,
3. die Ordinate der Austrittskante y_0 ,
4. die Ordinate der Saugseite für $x = \frac{1}{4} x_0$, y_s ,
5. die Ordinate der Druckseite für $x = \frac{1}{4} x_0$, y_d .

Dann lautet die Gleichung der Profilkurve nach (43):

$$\left. \begin{aligned} y_s &= X (+ A + X \cdot B_s + X^2 \cdot C_s), \\ y_d &= X (- A + X \cdot B_d + X^2 \cdot C_d). \end{aligned} \right\} \quad (44)$$

wobei die Abkürzungen bedeuten [vgl. (41)]:

$$\left. \begin{aligned} X &= \sqrt{\frac{x}{x_0}}, \\ A &= + \sqrt{d \cdot x_0}, \\ B_s &= 8 y_s - y_0 - 3 A, \\ C_s &= 2 y_0 - 8 y_s + 2 A, \\ B_d &= 8 y_d - y_0 + 3 A, \\ C_d &= 2 y_0 - 8 y_d - 2 A. \end{aligned} \right\} \quad (45)$$

Zur Berechnung der Kurven ist es vorteilhaft, die folgenden Abszissenwerte zu nehmen:

$$\frac{x}{x_0} = 0,00 \ 0,01 \ 0,04 \ 0,09 \ 0,16 \ 0,25 \ 0,36 \ 0,49 \ 0,64 \ 0,81 \ 1,00;$$

dann wachsen die Abstände zwischen den berechneten Kurvenpunkten von der Vorderkante nach hinten (parabolisch), ungefähr entsprechend der Zunahme des Krümmungsradius und der erforderlichen Genauigkeit, außerdem werden die entsprechenden Werte von X recht einfach, nämlich:

$$X = 0,0 \ 0,1 \ 0,2 \ 0,3 \ 0,4 \ 0,5 \ 0,6 \ 0,7 \ 0,8 \ 0,9 \ 1,0.$$

Eine Kontrolle der Rechnung hat man dadurch, daß für $X = 0,0 \ 0,5 \ 1,0$ die zugehörigen Werte von y_s lauten müssen: $y_s = 0,0 \ y_s \ y_0$, und die von y_d : $y_d = 0,0 \ y_d \ y_0$.

Wenn man die Gleichungen (44) durch x_0 dividiert, so erkennt man, daß x_0 nichts weiter darstellt als eine Maßeinheit für x und y . Es ist jedoch im allgemeinen bequemer, x_0 nicht als Einheit zu nehmen, sondern alle vorkommenden Werte in der Einheit des betreffenden Koordinatennetzes, also im allgemeinen in Millimeter auszudrücken.

VII. Ein Beispiel.

Daß die angegebene Methode in vielen Fällen zum Ziele führt, zeigt ein von Eiffel¹⁾ entnommenes Beispiel, das Tragdeckenprofil Nr. 33 von einem Bréguet-Doppeldecker, übrigens die einzige unter den von Eiffel untersuchten Formen, die uns praktisch verwendbar erscheint. Die im Koordinatennetz gemessenen und die berechneten Werte nach der angegebenen und nach einer weiter unten erwähnten genaueren Formel sind in der folgenden Tabelle 2 zusammen-

¹⁾ G. Eiffel, Nouvelles Recherches sur la Résistance de l'Air et l'Aviation, Paris 1914, Text S. 115/116, Atlas Plan IV.

Tabelle 2.

Zusammenstellung der Koordinaten zu der Bréguet-Rippe Nr. 33 nach Eiffel, nach der Originalabbildung und nach den Formeln (44) und (46).

Für X = oder x =	0,1 1,4	0,2 5,6	0,3 12,7	0,4 22,6	0,5 35,3	0,6 50,8	0,7 69,1	0,8 90,3	0,9 114,2	1,0 — 141,0 mm
y_s nach Eiffel	+ 1,8	+ 2,9	+ 3,1	+ 2,1	- 1,1	- 7,2	- 16,0	- 27,5	- 42,1	- 60,0 mm
y_s nach Gleichung (44)	+ 2,0	+ 3,3	+ 3,5	+ 2,2	- 1,1	- 6,7	- 14,9	- 26,3	- 41,2	- 60,0 mm
y_s nach Gleichung (46)	+ 2,2	+ 3,7	+ 3,9	+ 2,4	- 1,1	- 7,0	- 15,7	- 27,2	- 41,9	- 60,0 mm
y_d nach Eiffel	- 1,9	- 2,9	- 4,6	- 7,3	- 11,4	- 16,8	- 24,1	- 33,8	- 45,8	- 60,0 mm
y_d nach Gleichung (44)	- 2,0	- 3,6	- 5,5	- 7,9	- 11,4	- 16,4	- 23,3	- 32,6	- 44,6	- 60,0 mm
y_d nach Gleichung (46)	- 1,8	- 3,2	- 5,0	- 7,6	- 11,4	- 16,8	- 24,0	- 33,5	- 45,4	- 60,0 mm

getragen und in Fig. 6 zur Darstellung gebracht. Man erkennt, daß die Übereinstimmung der vorliegenden und der nach Gleichung (44) berechneten Kurve im vorderen Teil der Saugseite recht gut ist, daß dagegen im hinteren Teil von Saug- und Druckseite Abweichungen der berechneten Kurve nach oben, entsprechend einer stärkeren Wölbung, im vorderen Teil der Druckseite aber Abweichungen nach unten auftreten. Da die Rippe, wenn die Zahlenangaben des Bildes Millimeter bedeuten, etwa im Maßstab 1:10 dargestellt ist (Fig. 6 ist jedoch noch auf die Hälfte verkleinert, also im Maßstab 1:20 wiedergegeben), so betragen die Abweichungen in Wirklichkeit höchstens 12 mm.

verhältnisse solcher Formen für Versuchszwecke systematisch zu verändern gestattet.

Die allgemeinen Eigenschaften der aus diesem Ansatz folgenden Profilkurven werden im Hinblick auf die Berechnung der Formelkonstanten untersucht.

An einem Beispiel wird gezeigt, daß man wenigstens eine Anzahl praktisch vorkommender Flügelprofile mit einiger Annäherung durch die Formel darzustellen vermag.

Durch eine kleine Abänderung der Formel kann diese Annäherung noch verbessert werden.

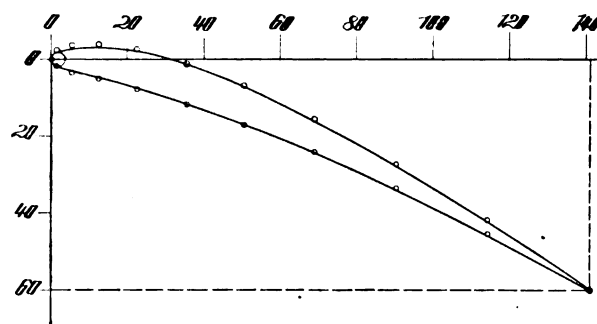
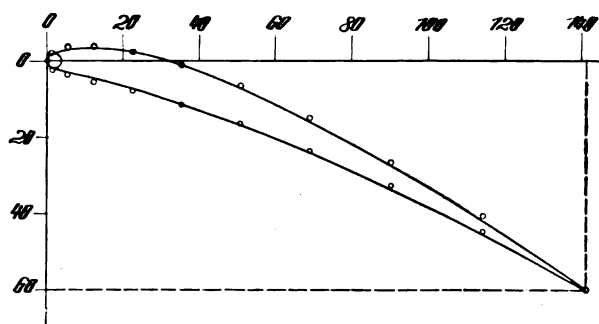


Fig. 6 und 7.

Vergleich der Bréguet-Rippe (Nr. 33 nach Eiffel, ausgezogen) mit den angesetzten Gleichungen (o o o o),

in denen X für $\sqrt{\frac{x}{141,0}}$ geschrieben wurde:

Links:

$$y_s = X (+ 22,5 - 16,3 X - 66,2 X^2) \text{ für die Saugseite und}$$

$$y_d = X (- 22,5 + 36,3 X - 73,8 X^2) \text{ für die Druckseite.}$$

Rechts:

$$y_s = X (+ 22,5 + 30,6 X - 113,1 X^2) \text{ für die Saugseite und}$$

$$y_d = X (- 22,5 + 88,5 X - 126,0 X^2) \text{ für die Druckseite.}$$

VIII. Verbesserung der Formel.

Trotzdem gelingt es in dem vorliegenden Falle, die Übereinstimmung der gegebenen und der nach Gleichung (44) berechneten Kurve noch weiter zu verbessern, wenn man an der Formel eine kleine Abänderung anbringt, die zwar die Berechnung der allgemeinen Eigenschaften und der Zahlenwerte komplizierter gestaltet, aber eine Kurve von nahezu demselben Charakter ergibt. In der Gleichung (44) wird nämlich statt der Größe X^2 der Wert $X^{\frac{3}{2}}$ oder $\sqrt{X^3}$ eingeführt. Dann folgt:

$$\left. \begin{aligned} y_s &= X (+ A + X \cdot B_s + \sqrt{X^3} \cdot C_s) \text{ für die Saugseite} \\ \text{und} \\ y_d &= X (- A + X \cdot B_d + \sqrt{X^3} \cdot C_d) \text{ für die Druckseite,} \end{aligned} \right\} (46)$$

und statt der Gleichungen (45) zur Bestimmung der Konstanten ergeben sich etwas verwickeltere Beziehungen. Die Berechnung liefert in genau der gleichen Weise wie im vorigen Abschnitt die Werte, die in der jeweils dritten Zeile der Tabelle 2 angegeben sind. Den Vergleich der berechneten mit der gegebenen Kurve zeigt Fig. 7. Man erkennt, daß der vorher gut übereinstimmende Verlauf des vorderen Stückes der Saugseite jetzt mit größeren Abweichungen behaftet ist, daß dagegen die Übereinstimmung der anderen Teile sich bedeutend verbessert hat. Die Abweichungen betragen jetzt, auf natürliche Größe bezogen, nur noch 4 mm, ein Betrag, auf dessen weitere Verkleinerung man in Anbetracht der Ungenauigkeiten bei der Wiedergabe der Eiffelschen Flügelumrißkurven im Druck und beim Entwerfen der in der Praxis verwendeten Rippenprofile verzichten kann.

IX. Zusammenfassung.

Es wird der Nachweis geführt, daß es möglich ist, einen allgemeinen Ansatz für die mathematische Gleichung von Tragdecken- und Luftschraubenprofilen aufzustellen, der einfach ist und doch die aerodynamisch wichtigsten Gestalt-

Hilfsmittel zur numerischen Berechnung im Flugzeugbau.

(Flugzeugrechenchieber von Raoul Hofmann.)

Von Dipl.-Ing. Max Munk.

(Fortsetzung und Schluß aus Heft 5/6.)

Nun ist die Skala aber logarithmisch und daher kann die Multiplikation wie beim Rechenschieber geschehen: man geht auf der Skala um eine Strecke weiter, die logarithmisch der Größe $\left(\frac{N}{25}\right)^3$ entspricht, und liest hier das Produkt ab. Die Multiplikation mit $\left(\frac{N}{25}\right)^3$ entspricht einer dreimal hintereinander vorgenommenen Multiplikation mit $\frac{N}{25}$; die logarithmische Strecke für $\left(\frac{N}{25}\right)^3$ ist daher dreimal so groß wie die für $\frac{N}{25}$. Statt nun erst herunterzuloten und dann auf der Skala eine Strecke weit zu wandern, kann man auch den ins Auge gefaßten Kurvenpunkt zuerst um dieselbe Strecke parallel zur Skala verschieben und hierauf herunterloten und ablesen. Zugleich mit N ändert sich bei einer Veränderung von v auch der Wert von Q . Das Flugzeuggewicht, das bei veränderter Geschwindigkeit v gehoben werden kann, ist nach Gleichung 2) gegenüber der Geschwindigkeit 25 m/sek. $\left(\frac{N}{25}\right)^2$ mal so groß, und vor dem Herunterloten auf die Q -Skala muß der Kurvenpunkt parallel zur Abszissenachse um eine Strecke, die $\left(\frac{N}{25}\right)^2$ entspricht, verschoben werden. Diese Strecke ist offenbar doppelt so lang wie die Strecke für $\frac{N}{25}$; der Kurvenpunkt bewegt sich also bei einer Änderung der

Geschwindigkeit nach oben um die doppelte und nach der Seite um die dreifache Strecke, die $\frac{N}{25}$ logarithmisch entspricht. Der Kurvenpunkt verschiebt sich also, wenn man beide Bewegungen zusammenfaßt, auf einer Geraden unter der Neigung 2:3 zur Abszissenachse. In Fig. 3 ist durch den Anfangspunkt der Auftragung eine Gerade unter dieser Neigung gezogen, parallel zu ihr verschiebt sich der Kurvenpunkt bei einer Änderung der Geschwindigkeit. Ferner ist die Länge, um die er sich verschiebt, gleich der Diagonale des Rechteckes mit den Seiten $2 \log \frac{N}{25}$ und $3 \log \frac{N}{25}$; man kann auf der durch den Anfangspunkt gezogenen Geraden eine Skala anbringen, die die Verschiebung für eine bestimmte Geschwindigkeit zeigt. — Ähnlich verhält es sich bei einer Änderung

ferner zu der Skala des dritten Stückes eine Parallele vom erreichten Punkt. Auf dieser schneidet die Tangente zur vierten Skala, die an die logarithmische Auftriebskurve gelegt ist, das gesuchte Stück ab, und bildet selbst die vierte Gerade des Streckenzuges.

Die Methode der logarithmischen Auftragung von Auftrieb und Widerstand ist ohne weitere Hilfsmittel außerordentlich leistungsfähig. Einer sehr wichtigen Aufgabe gegenüber versagt sie jedoch. Es wird häufig der Modellversuch gar nicht an dem vollständigen Modell, sondern nur an einem Modell der Tragflächen allein vorgenommen; andererseits wird ein Flugzeug oft in der Weise verändert, daß die Tragflächen selbst unverändert bleiben. In allen solchen Fällen ändert sich die gewöhnliche Auftriebskurve als solche nicht und gilt zugleich für das vollständige Modell bzw. für das geänderte

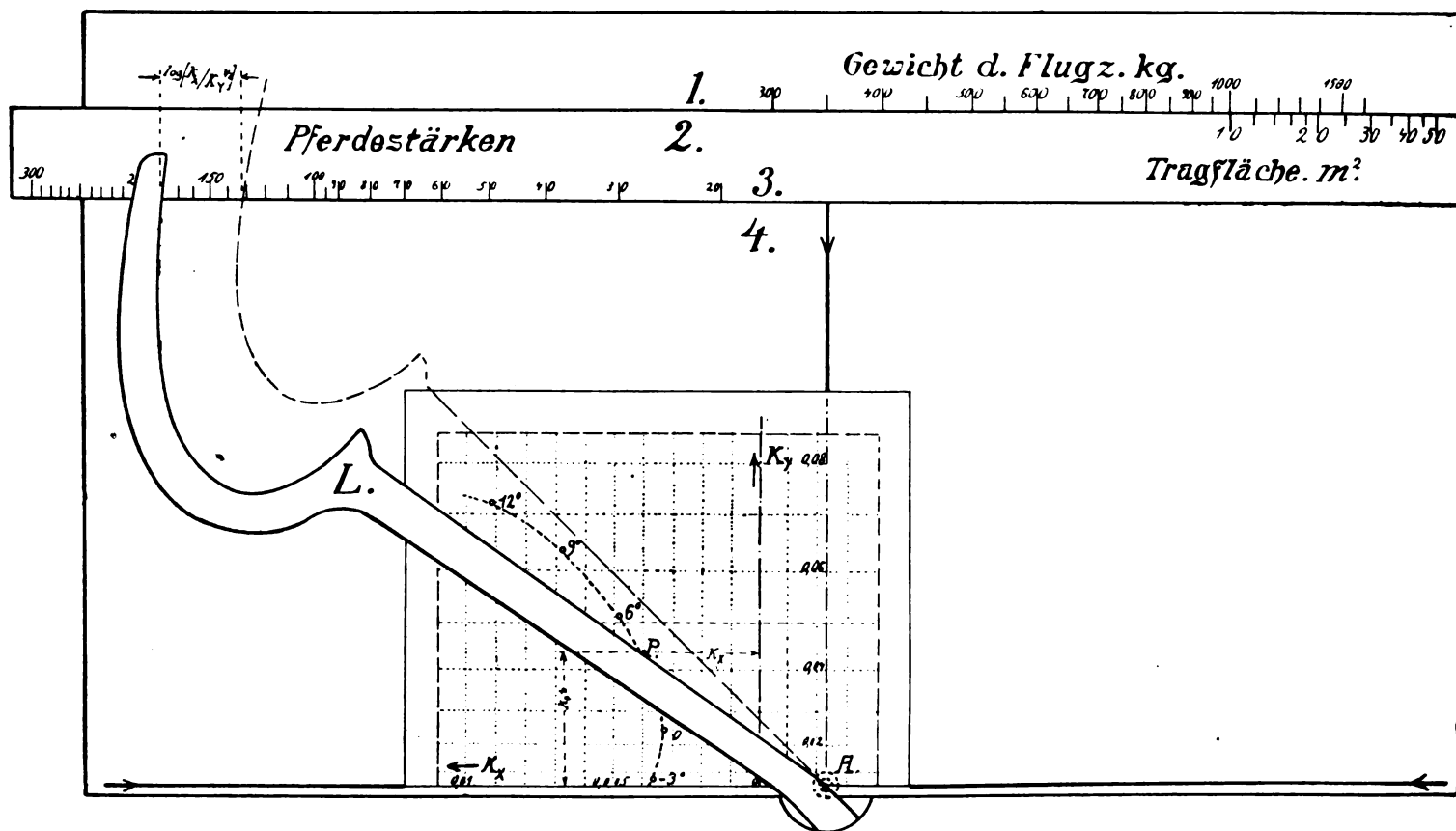


Fig. 4. Flugzeugrechenchieber nach Raoul Hofmann.

der Tragflächengröße F ; nur kommt F in Gleichung 1) und 2) in derselben Potenz vor, und der Kurvenpunkt bewegt sich daher auf einer Geraden unter 45° . Auch in dieser Richtung ist eine Gerade mit einer Skala für F in Fig. 3 angebracht. — Zusammenfassend läßt sich sagen: Um für eine Geschwindigkeit v und Tragflächengröße F die Größen N und Q zu ermitteln, zeichne man parallel zu den vier durch den Koordinatenanfangspunkt gehenden Geraden vier Strecken, die zusammen einen am Anfangspunkt beginnenden und an dem ins Auge gefaßten Kurvenpunkt endenden zusammenhängenden Linienzug $ABCDE$ ergeben. Ist die Länge der zu den F - und N -Achsen parallelen Strecken des Linienzuges den Skalen entsprechend gewählt, so stellen die beiden anderen Stücke entsprechend ihren parallelen Skalen die gesuchten Größen dar. Jeder solcher Streckenzug stellt ein System von vier zueinander gehörenden Werten dar; sind zwei Größen und der Kurvenpunkt gegeben, so sind dadurch die beiden anderen Stücke bestimmt; sind drei Stücke gegeben, so findet sich der vierte und der Kurvenpunkt. Man sieht aber auch leicht ein, daß wenn zwei Stücke gegeben sind und ein drittes soll ein Maximum oder Minimum werden, die Aufgabe auch leicht zeichnerisch lösbar ist. Man zeichne die beiden zu den bekannten Größen gehörenden Geraden des Streckenzuges,

Flugzeug. Die Auftragung ändert sich nur insofern, als sich wie in Fig. 2 die Ordinatenachse verschiebt. Nicht so bei der logarithmischen Auftragung. Der Logarithmus einer Summe ist keineswegs gleich der Summe der Logarithmen der einzelnen Summanden. Falls zu allen Widerstandswerten ein konstanter Widerstand hinzutritt, ändert sich die logarithmische Kurve von Grund auf und muß vollständig neu gezeichnet werden. Die logarithmische Auftragung gestattet daher nicht, für Änderungen bei unveränderten Tragflächen einfach und mit wenig Mühe die zahlenmäßigen Ermittlungen auszuführen.

Will man die Vorteile der Logarithmen genießen, ohne auf die Möglichkeit der Verschiebung der Auftriebskurve bei verändertem Widerstand zu verzichten, so muß der Widerstand direkt aufgetragen werden, und es müssen dann die Logarithmen in einem Spezialrechenchieber zur Geltung kommen.

Eine solche Methode schlägt Raoul J. Hofmann vor. Um die Rechnung mit dem Rechenchieber übersichtlich und einfach zu gestalten, muß diese mit einer einzigen Einstellung des Schiebers erledigt sein. Eine einzige Einstellung genügt aber nur dann, wenn in der Rechnung höchstens vier Größen vorkommen, von denen drei beliebige gegeben sein können,

und wenn ferner das Produkt aus zweien dieser Größen gleich dem Produkt der beiden anderen ist. In den beiden schon einmal genannten Gleichungen

$$1) 75 N = K_x \cdot F v^3 \quad 2) Q = K_y \cdot F \cdot v^2$$

kommen nun mehr als vier Größen vor, es muß daher aus ihnen eine Beziehung zwischen nur vier Größen in der oben angegebenen Form gewonnen werden. Dies geschieht durch Elimination von v , indem man v etwa aus Gleichung 2) ausdrückt und den gewonnenen Wert in Gleichung 1) einsetzt. Man kann die erhaltene Gleichung in der Form schreiben

$$3) \frac{K_x^{\frac{2}{3}}}{K_x} \cdot F^{\frac{1}{3}} = Q^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{1}{75 N}$$

Auf den vier Reihen des Rechenschiebers (Fig. 4) werden nun diese vier Größen logarithmisch, d. h. es werden ihre Logarithmen aufgetragen. Skala 1 entspricht $Q^{\frac{2}{3}}$, Skala 2 und 3 $F^{\frac{1}{3}}$ und $\frac{1}{75 N}$. Da sich die Potenzexponenten von $F^{\frac{1}{3}}$,

$\frac{1}{75 N}$ und $Q^{\frac{2}{3}}$ wie 1:2:3 verhalten, so unterscheiden sich die drei Skalen dadurch, daß Skala 1 und 3 bzw. dreimal und zweimal so eng ist wie Skala 2, ferner läuft die Skala von $\frac{1}{75 N}$ in der entgegengesetzten Richtung wie die beiden anderen, weil N im Nenner steht. Der konstante Faktor 75 ändert wie stets die logarithmische Skala selbst nicht, sondern verschiebt nur ihren Anfangspunkt. Auf Reihe 4 müßte ent-

sprechend $\log \frac{K_y^{\frac{2}{3}}}{K_x}$ aufgetragen sein. Da diese Größe aber im allgemeinen gar nicht berechnet vorliegt und eine jedermalige Berechnung die Schnelligkeit und Übersichtlichkeit der Rechnung in Frage stellen würde, so geschieht das Aufsuchen des richtigen Punktes in Reihe 4 mechanisch durch Drehen eines Lineals über die unter das Lineal gelegte, entsprechend gezeichnete Auftriebskurve. Die Auftriebskurve, die zu diesem Rechenschieber gehört (Fig. 4), entsteht, indem man wie bisher, jedoch nach links K_x , nach oben abhängig davon aber nicht K_y , sondern $K_y^{\frac{2}{3}}$ abträgt. Die Kante 4 des Rechenschiebers liege parallel zur K_x -Achse in der Entfernung gleich der Einheit. Falls man nun ähnlich wie in Fig. 2 den Anfangspunkt A der Auftragung mit einem beliebigen Punkt P der Kurve verbindet, so schneidet diese Gerade auf der Kante 4 den Wert $\frac{K_x}{K_y^{\frac{2}{3}}}$ ab, unabhängig vom Maßstab der Auftriebskurve. Diese Gerade AP wird beim Rechenschieber durch ein um A drehbares Lineal L ersetzt, dessen gerade Kante durch A geht. Auf der Kante 4 soll aber nicht $\frac{K_x}{K_y^{\frac{2}{3}}}$ sondern dessen Logarithmus abgeschnitten werden. Das Lineal L setzt sich daher in einer Kurve fort, die so geformt ist, daß sie auf der Kante 4 die richtige Strecke $\log \left(\frac{K_x}{K_y^{\frac{2}{3}}} \right) = -\log \left(\frac{K_y^{\frac{2}{3}}}{K_x} \right)$ abschneidet.

Die Benutzung des Rechenschiebers ist dieselbe wie beim gewöhnlichen Rechenschieber. Von den vier Größen der Gleichung 3) sind immer drei bekannt, man bringt die beiden von diesen dreien, die zu aneinander gleitenden Kanten gehören, durch Verschieben des Schiebers zum Zusammenliegen und liest neben dem dritten bekannten Wert den vierten gesuchten ab. Skala 4 nimmt insofern eine Sonderstellung ein, als man den Anstellwinkel nicht an der Kante selbst ablesen kann. Vielmehr ist die Auftriebskurve so auf dem unteren Brett befestigt, daß die Koordinatenachsen der Kurve sich mit den vorgezeichneten des Rechenschiebers decken. Bei gegebenem Anstellwinkel stellt man das Lineal L so ein, daß die Kante durch den dazugehörigen Kurvenpunkt hindurchgeht, die innere Kante der Kurve L bezeichnet auf Reihe 4 dann den Punkt, von dem aus weiter zu rechnen ist. Ist umgekehrt der Anstellwinkel gesucht, so wird er am Schnittpunkt des Lineals L mit der Kurve abgelesen, nachdem die Kurve L bis zu dem sich ergebenden Punkt der Reihe 4 gedreht ist. Auch das Minimum der Leistung kann man leicht

finden, alsdann berührt, wie leicht zu ersehen ist, L die Auftriebskurve. Bei einer Änderung von K_x um eine Konstante kann im Gegensatz zur logarithmischen Auftragung das ganze Kurvenblatt parallel zum Schieber verschoben werden, so daß die neue Ordinatenachse wieder richtig liegt.

Es sind also drei Einstellungen möglich, durch Verschieben der ganzen Auftriebskurve wird der zusätzliche Widerstand berücksichtigt, durch Drehen des Lineals L wird der Anstellwinkel in die Rechnung eingeführt und durch Bewegen des Schiebers werden die in Gleichung 3) vorkommenden Größen richtig in Verbindung gebracht. Es fehlt noch die Größe der Geschwindigkeit v . Im Falle v gesucht wird, kann es durch eine der beiden Gleichungen 1) und 2) mit dem gewöhnlichen Rechenschieber ermittelt werden; man kann aber auch das ganze Instrument durch Anbringung eines zweiten Rechenschiebers vervollkommen, der diese Rechnung wieder in einer einzigen Einstellung besorgt. Ist umgekehrt v gegeben, so kann im allgemeinen aus Gleichung 1) oder 2) ein weiteres Stück ermittelt werden, so daß drei der vier Größen in Gleichung 3) bekannt sind. Nur wenn der Anstellwinkel und die Größe F der Tragflächen gesucht werden, ist der Rechenschieber nicht zweckmäßig.

Das Auftauchen dieser neuen Apparate und Methoden zur Rechnung beim Bau von Flugzeugen hängt damit zusammen, daß der Bau eines Flugzeuges aufgehört hat, die Lebensarbeit eines Erfinders zu sein, und zur zielbewußt zu lösenden Aufgabe des Ingenieurs geworden ist. Als Symptom dieser Entwicklung sind die Methoden freudig zu begrüßen.

Elektrischer Fernthermometer zur Messung der Kühlwasser-Temperatur in Explosionsmotoren, in Flugzeugen und Automobilen.

Von Otto Hauser, Frankfurt a. Main.

Die Wirkungsweise des Explosionsmotors beruht bekanntlich darauf, daß der bei der Verbrennung des Gasgemisches erzeugte Druck durch Kolben, Pleuelstange, Kurbelachse und Schwungrad in mechanische Arbeit umgewandelt wird.

Die bei der Verbrennung entstehende hohe Temperatur würde jedoch in kurzer Zeit den ganzen Explosionsraum, Kolben und Zylinder bis zur Rotglut erhitzen und verbrennen, würde nicht durch Kühlung der Zylinderwände durch einen Luftstrom, oder in den meisten Fällen durch einen Wassermantel, die entstandene Wärme zum großen Teil abgeleitet werden.

Um ein Verdampfen des Wassers zu verhindern, wird dies bekanntlich bei Automobil- und Flugzeugmotoren in einem Kühler-System rückgekühlt und durch eine Wasserpumpe in stetem Kreislauf den Wassermänteln um die Zylinder wieder zugeführt.

Der Grad der Rückkühlung oder auch die damit bedingte Höhe der Temperatur in den einzelnen Punkten des Systems, (z. B. beim Austritt des Wassers aus den Zylindermänteln) ist, wie die Erfahrung und Untersuchungen gelehrt haben, für den günstigsten Wirkungsgrad des Motors nicht ohne Einfluß. So gibt z. B. die Daimler-Motoren-Gesellschaft in Stuttgart für ihre 100 PS-Mercedes-Motoren als günstigste Temperatur des Kühlwassers beim Austritt aus dem Zylinder eine Temperatur von 75° C an.

Die Temperatur der Außenluft, von der die Rückkühlung des Wassers abhängt, wechselt bekanntlich nicht nur mit den Jahreszeiten sondern auch schon mit den Tagesstunden und, was für das Flugzeug wichtig ist, auch mit der Höhe über dem Erdboden. Sieht sich daher schon der Flugzeughführer und der Automobilist veranlaßt, im Winter einen Teil des Wasserkühlers zur Verhinderung allzugroßer Abkühlung abzudecken, so leuchtet ein, daß eine rationellere Ausnutzung des Motors auch beim Fliegen in den kühleren Stunden des Tages bzw. in größeren Höhen ermöglicht wird, wenn wir in der Lage sind, jederzeit die Temperatur des Kühlwassers an einer Stelle des Kreislaufes festzustellen und danach durch Freigeben oder Verdecken von Kühlfläche oder auf andere

Art und Weise die Temperatur des Wassers einzuregulieren.

Das Quecksilber-Thermometer aus Glas, wie wir es sonst im Maschinenbau verwenden, kann bei der Art des Einbaues des Motors begreiflicherweise nicht die Dienste leisten, die wir brauchen. Wir müssen hier zu einem Fernthermometer greifen, das es erlaubt, die Temperaturen an einer beliebigen Stelle des Kühler-Systems zu messen und die Resultate dem von dem Motor entfernt sitzenden Führer in leicht faßlicher Form vorzuführen.

Die Firma Hartmann & Braun A.-G., Frankfurt a. M., die unter anderem auch das Gebiet der elektrischen Temperaturmessung bearbeitet, hat nun hier ein sehr zweckmäßiges Fernthermometer konstruiert, das eine mühelose Ablesung der Temperatur des Wassers an einer oder unter Verwendung eines entsprechend gebauten Umschalters an mehreren Stellen des Kühlers vom Führersitz aus gestattet.

Die Meßeinrichtung besteht aus einem zwecks dichten Einbaues in das Kühlersystem mit einem Gewindestutzen versehenen Metallkörper, in dessen Innern eine temperaturempfindliche Spirale untergebracht ist, sowie einem Ablesegalvanometer, welches am Führersitz aufgehängt wird. Zeiger und Skala des Ablesegalvanometers sind deutlich sichtbar und ist letzteres direkt in Celsiusgrade geteilt. Durch ein entsprechendes Leitungskabel ist der Metallkörper (Geber) mit dem Ablesegalvanometer (Empfänger) verbunden. Irgendwelche Manipulationen sind bei der Ablesung nicht erforderlich, und die Anzeige der Temperatur erfolgt ganz unmittelbar und unbeeinflusst durch die Erschütterungen des Motors.

Als Betriebsstromquelle dient ein kleiner Akkumulator oder auch eine kleine Trockenbatterie. Zweckmäßig wird man noch einen Drehschalter vorsehen, um nach Beendigung der Fahrt den Betriebsstrom ausschalten zu können, was im Interesse einer langen Lebensdauer der Batterie liegt.

Die beschriebene Meßeinrichtung leistet nicht nur auf dem Flugzeug selbst, sondern auch auf dem Prüfstand gute Dienste, wobei für den letzteren Fall ein Ableseapparat in etwas größerer Ausführung und größerer Skala zweckmäßiger ist. Sämtliche Apparate sind möglichst leicht gebaut.

Die Wirkungsweise des elektrischen Fernthermometers ist folgende:

Das auf Temperaturänderungen durch Änderungen seines elektrischen Widerstandes ansprechende Thermometer besteht aus einer aus absolut reinem Platindraht hergestellten und entsprechend geformten Spirale, welche in eine Metallarmatur eingebaut ist. Der Ableseapparat ist nach dem sog. Ohmmeterprinzip eingerichtet und als Differentialgalvanometer mit besonderer Anordnung seines Spulensystems so geschaltet, daß er in seinen Angaben von Änderungen und Schwankungen der Spannung seiner Betriebsbatterie praktisch unabhängig ist.

Abschließend sei noch bemerkt, daß der Einbau eines Thermometers in die Kühlwasserleitung uns ein Sicherheitsmoment für den Motor selber gibt. Viele Schäden des Motors machen sich durch eine Steigerung der Kühlwassertemperatur frühzeitig bemerkbar (z. B. Kühlwasserverlust durch Undichtigkeiten des Kühlers). Dies ist besonders wichtig bei Flugmaschinen mit mehr als einem Motor, bei denen die Kontrolle der Motoren durch Auge und Ohr nicht mehr in der Weise möglich ist, wie wir es von unseren derzeitigen Normalmaschinen gewohnt sind. Die frühzeitige Warnung, wie sie uns das Thermometer durch Anzeigen der Steigerung der Kühlwassertemperatur gibt, wird oft Gelegenheit geben, entsprechende Maßnahmen zu treffen, um den Motor vor ernsthaften Schäden zu bewahren.

Die Elektrizität im Flugzeug.

Von Oskar Velten, Ingenieur.

Das Flugzeug von heute zeigt in elektrischer Hinsicht unverkennbar den Weg der Entwicklung. Ein Apparat nach dem andern wurde, in sich abgeschlossen, eingebaut. So finden wir für jeden speziellen Zweck eine eigene für ihn praktische Stromquelle und für jede Aufgabe ein Instrument.

Der Motor benötigt eine Zündung. Für diese schuf man den Magnetapparat mit allen seinen Feinheiten wie Transformierung, Unterbrechung und Verteilung. Da dieser mit

dem Motor direkt gekuppelt ist und das Anwerfen des Motors seine Schwierigkeiten und Gefährlichkeiten hat, läßt man den Motor auf elektrischem Wege an, d. h. von Hand wird ein kleiner Magnetapparat in Bewegung gesetzt, der mit dem vorhandenen nur die Verteilung gemeinsam hat.

Für Beleuchtungszwecke wurde in an sich unzureichender Weise ein Akkumulator mit niedervoltigen Lampen eingebaut oder Trockenbatterien mit Lichteinrichtung mitgeführt.

Wünschenswert wurde insbesondere während des Krieges, daß Flieger und Erde zu allen möglichen Zeiten und gewissen Entfernungen mit einander sich verständigen können. Die Folge war die Ausrüstung mit einer funkentelegraphischen Einrichtung. Als erstes konstruierte man eine geeignete Stromquelle. Man findet Apparate mit Wechselstromgeneratoren, die eine zur Magneterregung dienende Gleichstromdynamo auf der Welle sitzen haben und solche, die mit permanenten Magneten ausgerüstet sind.

Die hierzu aufgewendete Energie soll nebensächlich sein, nicht aber der Luftwiderstand, den die mit Propellerantrieb versehene Stromerzeugungsmaschine darbietet.

Dieser Widerstand und die Schnelligkeitsvergrößerung des Flugzeuges, woran zunächst dauernd gearbeitet wird, sind nur unter Opfer von Motormehrleistung zu erreichen, während eine im Rumpf eingebaute Dynamo in ihrem Kraftverbrauch keinen Einfluß ausüben wird.

In welcher Weise das elektrische Feld des Zündsystems auf die Funkentelegraphie einwirkt, soll hier nicht untersucht werden. Es soll nur darauf hingewiesen werden, daß beide Einrichtungen den metallischen Körper des Flugzeugs in ihrem Leitungsnetz haben und daß auch ungewollte elektrische Wellen den Raum durchsetzen, was die Bedienung an den Empfangsapparaten wahrnehmen und als »dazwischen geschmettert werden« kennzeichnen.

Das Flugzeug hat während des Krieges eine ungeahnte Vollendung erfahren, Schnelligkeiten, Steigfähigkeiten, Belastungen und Streckenüberwindungen sind heute selbstverständlich, die vor einigen Jahren noch als hervorragend angesehen wurden. Daraus geht wieder hervor, daß der Flugzeugführer von heute kein Künstler mehr ist, der mit ginem Apparat in der Luft herumgeschaukelt wird und sein eanzes Sinnen und Trachten darauf konzentriert, daß er bei irgendeinem Versagen noch lebend seinem mehr oder weniger noch flugzeugähnlichen Gebilde entsteigen kann, sondern ein Techniker, der seine Maschine meistert, weil sie weniger mehr äußeren Einflüssen, als ihm selbst gehorcht. Der Führer wird immer die Folge einer Tücke des Luftmeers wenn auch nicht verhindern, so doch lindern können.

Diese Vollendung der Flugzeuge berechtigt zu Leistungen, zu denen der Mensch ohne technische Unterstützung nicht fähig ist. So finden wir zur Überwindung großer Höhen den Sauerstoffapparat, der Kälte warme Kleidung u. a. m. Dies letztere genügt nun auf die Dauer nicht, wenn es auch für kurzzeitige Flüge ausreichend erscheint. Nicht nur der Mensch, auch der Motor leidet unter der Kälte insbesondere in bezug auf seine Ölung. Es drängt sich daher die Frage der Heizung für Führer und Ölung auf, falls von einem Flugzeug eine infolge seiner Vollendung berechnete Dauerleistung verlangt wird. Restlos einwandfrei wird sich diese Frage nur auf elektrischem Wege lösen lassen, zumal eine starke Lichtquelle im Flugzeug zu einer der nächsten Forderungen gehören wird, weil dadurch der Führer zum Starten und Landen von Sonne und fremder Lichtquellen unabhängig wird.

Eine Heizung mit dem Kühlwasser oder den Abgasen des Motors durchzuführen, begegnet den allgemeinen Schwierigkeiten der Rohrleitungsführung im Flugzeug und der Überlegung, was wohl im Kriege ein Flugzeugführer anfangen müßte mit durchschossenen Wasserleitungen oder Auspuffrohren im Rumpf. Das Herz des Flugzeugs ist der Motor, und jede Vergrößerung seiner verwundbaren Fläche bedeutet erhöhte Treffmöglichkeit des Feindes und damit einen Fehler.

Alle vorhergegangenen Ausführungen weisen darauf hin, daß der Zeitpunkt gekommen ist, für die Elektrotechnik, eine Zentrale fürs Flugzeug schaffen zu müssen! Eine einzige Stromquelle für alle Verwendungszwecke, eine zentralisierte Verteilung, möglichst geringes Gewicht und automatisch absolut betriebssicheres Arbeiten sind Richtpunkte für die Konstruktion

der ganzen allgemeinen Anlage. Der Führer muß mit einer momentanen Handbewegung jede einzelne Verwendungsmöglichkeit in Funktion setzen können, ohne sich um Regulierungen und Schaltungen kümmern zu müssen.

Bei der Projektierung einer solchen Anlage ist in Betracht zu ziehen, daß der Raum im Flugzeug sehr beschränkt, daß ferner außer der elektrischen eine Motoranlage vorhanden ist, die den Führer zeitweilig gänzlich beschäftigt, daß heute übliche Sicherungen nicht angewendet werden können, weil eine Auswechselung im Fluge zur Unmöglichkeit zählen dürfte, daß letzten Endes keinerlei Funken auftreten dürfen der vorhandenen Benzingase wegen. Die Tourenzahlen stehen frei, ebenso Stromart und Spannung. Der elektrische Effekt dürfte mit 0,8 kW in Rechnung zu stellen sein.

Zu berücksichtigen ist ferner, daß bei beinahe konstantem Stromverbrauch die Umdrehung des Motors sich von 400—1450 minutlich ändert.

Nicht unähnlich sind die Verhältnisse bei Zugsbeleuchtungen mit Generatoranlage ohne Batterie.

AEF.

Einführung der Einheits- und Formelzeichen des AEF bei der Königlich preußischen Bauverwaltung.

Die Kgl. preußischen Minister der öffentlichen Arbeiten und für Handel und Gewerbe haben durch den nachfolgend abgedruckten Erlaß den Gebrauch der Einheits- und Formelzeichen des AEF den nachgeordneten Behörden empfohlen.

Dem Erlaß war das Taschenblatt des AEF beigelegt, welches alle bis jetzt festgesetzten Einheits- und Formelzeichen¹⁾ enthält; auf dieses Blatt bezieht sich der letzte Satz des Absatzes I und der vorletzte Absatz des Erlasses.

Berlin, 23. Febr. 1916.

Strecker.

Der Minister
der öffentlichen Arbeiten.

III. 1776. A. B. } M. d. ö. A.
I. 15 D. 13307. }
III. 5350. } M. f. H. u. G.
I. 8143. }

Berlin W 66, den 25. Januar 1916.
Wilhelmstraße 79.

Der Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen — genannt AEF — hat es sich zur Aufgabe gesetzt, in die Mannigfaltigkeit der Formelzeichen, der Bezeichnungen von Maßeinheiten und der dazu gehörigen Abkürzungen Ordnung und Klarheit zu bringen. Die bisher von ihm bearbeiteten endgültigen Vorschläge sind in dem in dreifacher Ausfertigung beigelegten Blatt enthalten.

Da der Ausschuß an mich, den Minister der öffentlichen Arbeiten, mit der Bitte herangetreten ist, die Anwendung der von ihm vorgeschlagenen Einheits- und Formelzeichen zu fördern, ersuchen wir, diesem Wunsche des Ausschusses nach Möglichkeit zu besprechen.

Nur auf zwei Punkte sei besonders hingewiesen:

Erstens: Der Ausschuß schlägt vor, für die Maße Quadratmeter, Quadratcentimeter, Kubikmeter usw. die Abkürzungen m^2 , cm^2 , m^3 usw. zu verwenden. Dies beruht auf Beschlüssen des Internationalen Maß- und Gewichtskomitees vom Jahre 1880 und 1885, stimmt aber mit den für Deutschland geltenden amtlichen Vorschriften nicht völlig überein. Laut Beschluß des Bundesrats vom 14. Dezember 1911 (s. Bekanntmachung des Reichskanzlers vom 17. Januar 1912) sind für obige Werte die Abkürzungen qm oder m^2 , qcm oder cm^2 , cbm oder m^3 usw. anzuwenden.

Im Verkehr mit der Bevölkerung, auch z. B. in Kostenanschlägen, Massenberechnungen usw., die in die Hände von

¹⁾ Abdruck siehe »ETZ.« 1914, S. 1021.

Unternehmern gelangen können, sind bis auf weiteres die ersten Bezeichnungen, im innern amtlichen Verkehr, sowie in wissenschaftlichen Ausarbeitungen, statistischen Rechnungen u. dergl. tunlichst die Zeichen m^2 , cm^2 usw. zu verwenden.

Zweitens: In Satz IV der Vorschläge des AEF steht: »Die technische Einheit der Leistung heißt Kilowatt«. Bei Befolgung dieses Satzes könnte somit die bisher übliche Einheit der Pferdestärke nicht mehr angewendet werden.

Wenn es euch richtig erscheint, der allgemeinen Einführung der neuen Einheit Kilowatt möglichst die Wege zu ebnen, da sie an sich mehr Berechtigung hat als die Pferdestärke, so wird es sich doch in vielen Fällen nicht ermöglichen lassen, die Einheit der Pferdestärke plötzlich abzuschaffen. Letztere ist daher in Fällen, wo es zweckmäßig oder erforderlich erscheint, einstweilen beizubehalten.

Zweckmäßig kann es z. B. sein, bei Berechnung oder beim Ankauf feststehender Dampfmaschinen, von Lokomobilen oder von Schiffsmaschinen mit der alten Einheit zu rechnen, in Rücksicht darauf, daß diese z. Zt. noch in weiten Kreisen gebräuchlich ist; erforderlich ist es dagegen beispielsweise bei Führung der Dampfmaschinen-Statistik, die seit jeher auf die Einheit der Pferdestärke zugeschnitten ist.

Weitere Blätter, die die Sätze und Zeichen des Ausschusses enthalten, sind — soweit erforderlich — auf dortige Kosten zu beschaffen; die Bezugsquelle ist am Schlusse des Blattes angegeben. Die Verhandlungen des AEF, die über alle Einzelheiten seiner Arbeit Auskunft geben, sind bei Julius Springer, Berlin, erschienen.

Abdrucke dieses Erlasses sind beigelegt.

Der Minister der öffentlichen Arbeiten.

In Vertretung: Frhr. v. Coels.

Der Minister für Handel und Gewerbe.

Im Auftrage: v. Meyeren.

An

die Herren Oberpräsidenten
in Danzig, Breslau, Magdeburg, Hannover, Coblenz und Münster
i. W. (Strombau- bzw. Kanalverwaltung),

die Herren Regierungspräsidenten
(bei Potsdam auch Verwaltung der Märkischen Wasserstraßen),

den Herrn Polizeipräsidenten in Berlin,
die hiesige Königliche Ministerial-, Militär- und Baukommission,

die Königlichen Kanalbaudirektionen
in Hannover und Essen, sowie an

die Königlichen Eisenbahndirektionen und
das Königliche Eisenbahnzentralamt.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. 15. D. 29965. Anlage zur Gasfüllung von Luftschiffen und Ballonen. F. Dorandt, Armaturenfabrik und Metallgießerei, Köln. A 4. 12. 13. E 17. 4. 16.

77h. 15. O. 9402. Durch Nürnberger Schere ausbreitbarer Fallschirm; Zus. z. Anm. O. 8891. Anton Oister, Unter Siska bei Laibach, Krain. 12. 4. 15. Österreich. A 14. 7. 14. E 17. 4. 16.

77h. 10. Sch. 45170. Bernhard Schumann, Köln a/Rh., Utrechterstr. 4. Flügelrad mit Klappen. A 22. 10. 13. E 24. 4. 16.

77h. 5. S. 41226. Signal Ges. m. b. H., Kiel. Flugzeug mit radiotelegraphischer Ausrüstung nach Pat. 276614; Zus. z. Pat. 276614. A 31. 1. 14. E 6. 5. 16.

77h. 5. W. 45735. Robert Wörner, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 11. Flugzeug. A 19. 2. 14. E 20. 5. 16.

Patentertellungen.

77h. 5. 291069. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. Aufhängung des Benzinbehälters im Spannturm eines Flugzeuges. 24. 10. 14. Sch. 47885.

77h. 5. 291073. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. Flugzeug. 7. 4. 14. Sch. 46721.

77h. 5. 291177. Ernest Coulon, Paris. Flugzeug, bei welchem gleichzeitig mit der selbsttätigen Verstellung der Tragflächen eine Verlegung des Schwerpunktes durch eine Gewichtsverschiebung erfolgt. (S. Löschung.) 10. 2. 12. C. 21591.

Auszüge aus den Patentschriften.

288215. Wasserflugzeug mit seitlich vom Hauptschwimmer angeordneten Hilfsschwimmern. Glenn Hammond Curtiss in Hammondsport, New York. — Es sind einerseits Flugzeuge bekannt, bei denen an den Seitenkanten der Tragflächen Hilfsflächen gelenkig befestigt sind, die zur Längsachse des Flugzeugs geneigt werden können. Andererseits ist es auch bekannt, bei Wasserflugzeugen seitlich vom Hauptschwimmer Hilfsschwimmer anzuordnen. Das Wesen vorliegender Erfindung besteht nun in einer Kombination beider Einrichtungen in der Weise, daß herabklappbare seitliche Tragflächenenden über seitlich vom Hauptschwimmer angebrachten Hilfsschwimmern eines mit Hauptschwimmer versehenen Wasserflugzeuges angeordnet sind, die beim Auftreten von Seitenwinden schnell schräg nach unten eingestellt werden können. Dadurch wird die neue und eigenartige Wirkung erreicht, daß solche Seitenwinde, welche auf die nach abwärts gedrehten seitlichen Tragflächenenden treffen, indem sie von oben auf diese drücken, das betreffende Ende des Flugzeugs nach abwärts gegen den darunter befindlichen Hilfsschwimmer drücken bzw. letzteren auf das Wasser drücken. Das ganze Flugzeug schwimmt dann gleichsam auf glattem Kiel auf der Oberfläche des Wassers, ohne daß die Gefahr eines Überkippen der Maschine vorhanden

drehbaren Tragflächenenden in den verschiedenen Stellungen festzuhalten. Wird der Hebel 12 in der aus Fig. 1 ersichtlichen Weise nach links geworfen, so wird die Tragfläche 5a mit Hilfe des Kabels 10 und die Tragfläche 5b mit Hilfe des Kabels 11 in die in der Zeichnung veranschaulichte normale Lage gehoben, so daß die Tragflächenenden wagerechte Verlängerungen der Haupttragfläche bilden. In der gleichen Weise werden, wenn der Hebel 12 nach rechts geworfen wird, die Kabel 10 und 11 beide Hilfstragflächen 5 im Winkel zur Haupttragfläche nach abwärts drehen, so daß sie einen negativen Einfallswinkel für jeden Wind darstellen, der auf die betreffende Seite der Maschine auftrifft. Auf diese Weise wird durch einen Seitenwind auf der Windseite des Flugzeugs eine niederdrückende Wirkung an Stelle der hebenden ausgeübt, und es wird dadurch in Verbindung mit den Hilfsschwimmern 20 an den Seitenenden der Haupttragfläche ein Umkippen des Flugzeugs auf dem Wasser oder eine Beschädigung durch Seitenböen verhindert.

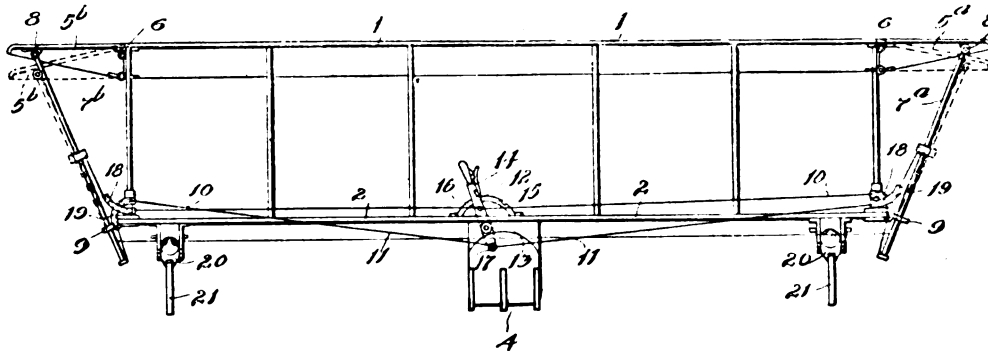
Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Keine Kriegsgewinnsteuer von Fritz Großmann. Verlag: Verlagsgesellschaft m. b. H., Hannover. Oktav, 40 S. Preis M. 1.—

Luftfahrtschaden-Versicherung im Frieden und im Krieg von Dr. Karl Luttenberger. Verlag: J. Guttentag, G. m. b. H., Berlin. Großoktav, 90 S. Preis M. 2.—

Deutschlands Kriegsziel von Houston Stewart Chamberlain. Verlag: Gerhard Stalling in Oldenburg. Preis M. 0,25.



Zu Nr. 288 215.

wäre. Die Hilfstragflächen 5a, 5b sind in solcher Weise beweglich angeordnet, daß sie bei entsprechender Einstellung einem gegen die Seite des Flugzeugs kommenden Wind an der Luvseite einen negativen und an der Leeseite einen positiven Einfallswinkel darzubieten vermögen. Die Drehachsen der Hilfstragflächen liegen parallel oder annähernd parallel zur Bewegungsrichtung des Flugzeugs. Jede der Hilfstragflächen 5 kann durch Streben 7a, 7b gestützt werden, deren eines Ende bei 8 drehbar mit den Hilfstragflächen verbunden ist, und die nahe dem anderen Ende durch geeignete Führungen oder Ösen 9 gleiten können, welche am Hauptteil des Flugzeugs befestigt sind. Die Verstellung der seitlichen Tragflächenenden 5a und 5b erfolgt zweckmäßig mit Hilfe geeigneter Verbindungskabel 10 und 11. Diese laufen von den Tragflächen 5 durch Führungen 18, 19 zu den Befestigungsstellen 16 bzw. 17 am Hebel 12, der bei 13 neben dem Führersitz drehbar angeordnet ist. Der Hebel 12 ist mit einer geeigneten Sperrklinke 14 versehen, die mit einem Zahnkranz 15 zusammenwirkt, um die

Daimler-Motoren-Gesellschaft Stuttgart-Untertürkheim. Bericht über das 26. Geschäftsjahr.

Vorlesungs-Verzeichnis für das 2. Vierteljahr 1916 der Humboldt-Akademie, Freie Hochschule. 38. Studienjahr.

Der Flugmeister. Handbuch für Flugzeugführer und Beobachter zum nautischen Unterricht und Selbstunterricht von A. Bortels. Verlag: Dietrich Reimer (Ernst Vohsen), Berlin. Kleinoktav, 59 S. mit Notizkalender, Angaben von neuen Büchern für Flieger und einer bunten Flaggenkarte in alphabetischer Reihenfolge. Preis: M. 1,50.

Smithsonian Miscellaneous Collections. Vol. 62, numb. 4. Hodgkins Fund. Reports on Wind Tunnel Experiments in Aerodynamics (With five plates.) Herausg. von J. C. Hunsaker, E. Buckingham, H. E. Rossell, D. W. Douglas, C. L. Brand and E. B. Wilson. Verlag: City of Washington, published by the Smithsonian Institution, 15. Jan. 1916.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Auszeichnungen und Beförderungen:

Seine Exzellenz Generalleutnant von Hänisch, General-Inspekteur des Militär-Verkehrswesens und Vertreter dieser Behörde in unserem Vorstand, der zurzeit dem Großen Hauptquartier angehört, wurde mit dem Eisernen Kreuz I. Klasse und dem Großkreuz des Badischen Ordens vom Zähringer Löwen ausgezeichnet.

Unser Mitglied, der Kommandeur des Luftfahrwesens eines Marinekorps, Hans Gygas ist zum Kapitän zur See, Dr.-Ing. Günther Kempf, z. Zt. Kiel, zum Oberleutnant d. R. d. M. A., Dr. Möller, Direktor der Großherzogl. See-

fahrtsschule Elsfleth, Oldbg., zum Hauptmann in einem Landsturm-Inf.-Ers.-Batl. befördert worden.

2. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Ingenieur Franz Drexler, z. Zt. als Leutnant d. R. im Bayer. Flieger-Batl. zur Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen in Berlin-Adlershof kommandiert;

Dipl. Ingenieur H. Schulte-Frohlinde, Friedrichshafen a. Bodensee, Seemoos 2. (Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H.)
Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Anshert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
FRIEGATTEN-LEUTNANT A. D. FRIEDENAU-BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER

PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT
ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat Dr. E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOLIKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER

PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

F. ROMBERG
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSH. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Dipl.-Ing. SEPPELER
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT,
ADLERSHOF

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

27. Mai 1916.

Heft 9 und 10.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt. STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigentheil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: Vorreiter Berlin-Steglitz.

INHALT:

Die Kreiselwirkung der Flugzeugschraube. Von Dr. Grammel, Privatdozent an der Techn. Hochschule Danzig-Langfuhr. S. 53.
Patentschau. S. 61.

Bücher-Besprechungen. S. 63.
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 64.

Die Kreiselwirkung der Flugzeugschraube.

Von Dr. R. Grammel, Privatdozent an der Techn. Hochschule Danzig-Langfuhr.

Es ist aus der Flugpraxis wohlbekannt und läßt sich auch qualitativ¹⁾ einigermaßen überblicken, daß die rasch rotierende Schraube die Steuerfähigkeit eines Flugzeuges in ganz bestimmter, zumeist unwillkommener Weise beeinflusst. Eine erschöpfende Beurteilung dieser Wirkung muß sich natürlich auf eine quantitative Diskussion stützen; die Grundlagen hierfür sollen im folgenden entwickelt werden. Dabei wird es zweckmäßig sein, den aerodynamischen Teil des Problems vom rein mechanischen scharf zu trennen: der erstere kann des Experimentes nicht entraten, ist von den Besonderheiten des Flugzeuges stark abhängig und mag darum nur andeutend gestreift werden; der letztere läßt sich mit einfachen Mitteln vollständig durchrechnen.

§ 1. Wir setzen ein im freien geraden Flug vorerst stabiles Flugzeug mit einer einzigen Schraube voraus, deren Schub im Schwerpunkt des Flugzeuges angreift. Die Flugeschwindigkeit darf innerhalb des kurzen Zeitabschnittes, der für den Ablauf der Kreiselwirkung in Frage kommt, als konstant angenommen werden. Unsere wesentlichste Voraussetzung ist dann die, daß die Drehachse der Schraube in der Flugrichtung liege und mit einer Hauptträgheitsachse des Flugzeuges zu-

sammenfalle, dessen Drehung um diese Achse Rollen¹⁾ genannt und durch den Winkel φ gemessen werden soll. Diese Voraussetzung ist bei allen praktisch verwendeten Flugzeugen mit großer Annäherung erfüllt. Mit Kippen sei bezeichnet

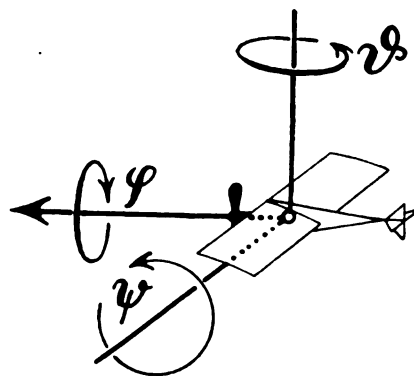


Fig. 1.

eine Drehung um die vom Schwerpunkt aus senkrecht zur Schraubenachse horizontal gezogene zweite Hauptträgheitsachse; der zugehörige Drehwinkel sei ψ . Endlich heiße eine Drehbewegung um die dritte Hauptträgheitsachse durch den Schwerpunkt Wenden und werde durch den Winkel ϑ gemessen. Die Winkel φ , ψ , ϑ rechnen wir von der Normal-

¹⁾ Vgl. etwa L. Prandtl, Ztschr. f. Flugt. u. Motorluftschiffahrt 1 (1910), S. 25 f.; F. Klein und A. Sommerfeld, Über die Theorie des Kreisels, Heft IV, Leipzig 1910, S. 921; E. W. Bogaert, L'effet gyrostatique, Brüssel-Paris 1912, S. 81 ff. und bei vielen anderen.

¹⁾ Wir verwenden im wesentlichen die von L. Prandtl, a. a. O. S. 29, vorgeschlagenen Bezeichnungen; statt des vieldeutigen Wortes Drehen dürfte sich aber Wenden empfehlen.

lage im geraden horizontalen Flug aus, und zwar positiv im Uhrzeigersinn, falls man nach vorn, nach links und nach oben blickt.

Die Verwindung, das Höhen- und das Seitensteuer vermögen dem Flugzeug solche Drehungen zu erteilen. Lediglich der Kürze des Ausdrucks wegen wollen wir annehmen, daß die drei Steuerachsen, d. h. die Achsen, um welche durch Betätigung der drei Steuerzüge Drehungen eingeleitet werden, mit den drei Hauptträgheitsachsen φ , ψ , ϑ zusammenfallen, so daß wir mit U , V , W die drei durch die Steuerzüge geweckten Drehmomente bezeichnen können, positiv gerechnet im Sinne wachsender φ , ψ , ϑ . Diese Voraussetzung trifft tatsächlich höchstens für das Höhen- und das Seitensteuer zu, wogegen durch die Verwindung ein Moment hervorgebracht wird, das sich im allgemeinen als lineare Kombination von U , V , W darstellen wird. Andererseits läßt sich jedes der drei Momente U , V , W für sich allein durch geeignet kombinierte Betätigung der drei Steuerzüge erzeugen. Soweit das Reaktionsmoment der Schraube nicht sonstwie ausgeglichen ist, mag es in U enthalten sein. Wir dürfen uns jedenfalls U , V , W als bekannt denken und wollen sie überdies als konstant voraussetzen. Übrigens können solche Momente gelegentlich auch durch atmosphärische Störungen bedingt sein.

§ 2. Insofern das Flugzeug Seiten- und Längsstabilität besitzt, werden bei Roll- und bei Kippbewegungen sofort zurückdrehende Momente \mathfrak{M}_φ und \mathfrak{M}_ψ geweckt, die in erster Annäherung bei den kleinen Ausschlägen, auf die wir uns beschränken wollen, mit zwei positiven Konstanten H und K zu

$$\begin{aligned}\mathfrak{M}_\varphi &= -H\varphi \\ \mathfrak{M}_\psi &= -K\psi\end{aligned}$$

anzusetzen sind. Natürlich sollen diese und alle folgenden Momente positiv im selben Sinne gerechnet werden, wie die Winkel φ , ψ , ϑ . Dabei sind H und K die Produkte des Flugzeuggewichtes in die zugehörigen Metazenterhöhen; ihre Ermittlung ist eine wesentliche Aufgabe der Stabilitätstheorie und kann nach den auf diesem Gebiet vorliegenden Untersuchungen als erledigt angesehen werden.

Bei den Bewegungen φ , ψ , ϑ treten noch weitere Momente \mathfrak{M}_φ' , \mathfrak{M}_ψ' , \mathfrak{M}_ϑ' , \mathfrak{M}_φ'' , \mathfrak{M}_ψ'' auf, die vom Luftwiderstand des Flugzeuges gegen solche Drehungen und von der Auftriebsänderung der Tragflächen herrühren. Die geradlinig mit der Geschwindigkeit v bewegten Trag-, Steuer- und Dämpfungsf lächen erfahren einen dynamischen Auftrieb senkrecht zur Bewegungsrichtung von der Größe

$$R_1 = v^2 F(\alpha)$$

und einen Widerstand in der Bewegungsrichtung vom Betrag

$$R_2 = v^2 f(\alpha),$$

wo $F(\alpha)$ und $f(\alpha)$ Funktionen des sog. Anstellwinkels α der Fläche sind. Und zwar darf man für kleine Anstellwinkel erfahrungsgemäß mit vier von der Gestalt der Fläche abhängigen und nur durch Versuche¹⁾ zuverlässig bestimmbar Konstanten $\kappa_1 \kappa_2 \kappa_3 \kappa_4$, wovon mindestens κ_2 , κ_3 positiv sind, setzen

$$\begin{aligned}F(\alpha) &\equiv \kappa_1 + \kappa_2 \alpha \\ f(\alpha) &\equiv \kappa_3 + \kappa_4 \alpha^2.\end{aligned}$$

Denkt man sich um die φ -Achse eine unbeschränkt große Zahl konzentrischer Kreiszyylinder von den Radien r gelegt, so zerlegen diese die Flugzeugflächen in schmale Streifen, deren jeder einen Auftrieb R_1 erfährt, dessen Richtung mit der im Angriffspunkt an den Zylinder gelegten Tangentialebene einen Winkel μ bilde; der positive Sinn von μ mag so gewählt sein, daß $\cos \mu$ positiv wird, falls der Auftrieb eine positive Komponente im Drehsinn der wachsenden Winkel φ besitzt. Rollt das Flugzeug (indem wir Ableitungen nach der Zeit t durch übergesezte Punkte bezeichnen) mit der Winkelgeschwindigkeit $\dot{\varphi}$, die so klein ist, daß höhere Potenzen von $r \dot{\varphi}$ gegen v weggelassen werden können, so wird der in der Ebene (v , R_1) gemessene Anstellwinkel des betrachteten

Flächenstreifens um $\Delta \alpha = r \dot{\varphi} \cos \mu$: v verkleinert, wogegen v selbst sich nur um einen zu vernachlässigenden Betrag von der Größenordnung $r^2 \dot{\varphi}^2 : v^2$ ändert. Es entsteht somit um die φ -Achse ein Drehmoment

$$\begin{aligned}\mathfrak{M}_\varphi' &= -v^2 \sum r \cos \mu \frac{\partial F}{\partial \alpha} \Delta \alpha \\ &= -\dot{\varphi} v \sum \kappa_2 r^2 \cos^2 \mu.\end{aligned}$$

Die Summe ist über alle Tragflächen zu nehmen. Beachtet man, daß die auftriebsfreien Flächen der Drehung φ einen weiteren, in erster Annäherung mit $\dot{\varphi}$ proportionalen Widerstand entgegensetzen, dessen Drehmoment $-\dot{\varphi} A'$ als Korrektur hinzuzufügen ist, so kann man mit der wesentlich positiven und weiterhin als bekannt vorausgesetzten Konstanten

$$A = A' + v \sum \kappa_2 r^2 \cos^2 \mu$$

das Moment \mathfrak{M}_φ' in der Form

$$\mathfrak{M}_\varphi' = -A \dot{\varphi}$$

schreiben.

Fällt man vom Angriffspunkt des Widerstands R_2 des vorhin betrachteten Flächenstreifens das Lot auf die φ -Achse und bildet dieses Lot mit der positiven Richtung der ψ -Achse den Winkel ν , so erzeugt die Drehung $\dot{\varphi}$ auch um die ϑ -Achse ein Moment

$$\begin{aligned}\mathfrak{M}_\vartheta'' &= -v^2 \sum r \cos \nu \frac{\partial f}{\partial \alpha} \Delta \alpha \\ &= -2 \dot{\varphi} v \sum \kappa_4 r^2 \cos \mu \cos \nu.\end{aligned}$$

Wir setzen

$$Q = 2 v \sum \kappa_4 r^2 \cos \mu \cos \nu$$

und stellen fest, daß bei allen praktisch verwendeten Flugzeugen Q positiv und sehr klein ist. Wir wollen das Moment

$$\mathfrak{M}_\vartheta'' = -Q \dot{\varphi}$$

trotzdem vorläufig noch berücksichtigen und erst später Q streichen, nachdem ersichtlich geworden ist, wie ein von Null verschiedener Wert Q die weitere Durchrechnung beeinflussen würde.

Eine ganz ähnliche Überlegung zeigt, daß bei Kippungen ψ und bei Wendungen ϑ Drehmomente

$$\begin{aligned}\mathfrak{M}_\psi' &= -B \dot{\psi}, \\ \mathfrak{M}_\vartheta' &= -C \dot{\vartheta}, \\ \mathfrak{M}_\varphi'' &= -P \dot{\vartheta}\end{aligned}$$

geweckt werden, wobei sich die expliziten Ausdrücke der wesentlich positiven Konstanten $B C P$ für jedes vorgelegte Flugzeug ebenfalls leicht angeben ließen.

Der aerodynamische Teil unserer Aufgabe umfaßt die eingehende Diskussion¹⁾ der sieben Konstanten $A B C H K P Q$; wir betrachten diese weiterhin als bekannt und schreiten dazu, die mechanischen Bewegungsgleichungen anzuschreiben.

§ 3. Unter dem Begriff Schraubenkreisel möge die Schraube samt allen mit ihr rotierenden Maschinenteilen verstanden sein. Der Eigenimpuls N dieses Kreisels, d. h. das Produkt seines Trägheitsmoments in seine Winkelgeschwindigkeit, sei konstant und dann positiv gerechnet, wenn sich der Propeller, in der Fahrtrichtung betrachtet, im Uhrzeigersinn dreht. Jede Kippung ψ und jede Wendung ϑ bewirkt, daß die Massenträgheit des Schraubenkreisels auf das Flugzeug die Deviationsmomente

$$\begin{aligned}\mathfrak{K}_\psi &= -N \dot{\psi}, \\ \mathfrak{K}_\vartheta &= +N \dot{\vartheta}\end{aligned}$$

überträgt. Streng genommen gelten diese Ausdrücke nur für eine symmetrische drei- oder mehrflüglige Schraube. Bei der zweiflügligen Schraube, die ja ein unsymmetrischer Kreisel ist, sind sie die Mittelwerte, um welche die Deviationsmomente bei jeder Umdrehung der Schraube zweimal hin und her schwanken. In Anbetracht der hohen Umdrehungszahl (20 bis

¹⁾ Vgl. etwa die Dissertation von O. Föppel, Jahrb. d. Motorluftschiff-Studienges. 1911, namentlich die Fig. 22, 23, 26, 27, 30, 31, 35, 36.

¹⁾ Mit solchen Diskussionen befassen sich die Stabilitätsuntersuchungen ausführlich; man vergleiche z. B. die Dissertation von W. Deimler, Göttingen 1910.

30 in der Sekunde) werden wir natürlich unbedenklich mit den Mittelwerten rechnen. Wir fügen demnach \mathfrak{R}_φ und \mathfrak{R}_ψ als äußere Momente hinzu und brauchen uns dann weiterhin nicht mehr um den durch den Schraubenkreis bedingten inneren Freiheitsgrad des Flugzeugs zu kümmern.

Sind J_1, J_2, J_3 dessen drei Hauptträgheitsmomente, so lauten die Eulerschen Bewegungsgleichungen für die Drehungen des Flugzeugs um die φ -, ψ -, ϑ -Achse

$$\left. \begin{aligned} J_1 \ddot{\varphi} &= (J_2 - J_3) \dot{\psi} \dot{\vartheta} + \mathfrak{M}_\varphi + \mathfrak{M}_\varphi' + \mathfrak{M}_\varphi'' + U \\ J_2 \ddot{\psi} &= (J_3 - J_1) \dot{\vartheta} \dot{\varphi} + \mathfrak{M}_\psi + \mathfrak{M}_\psi' + \mathfrak{M}_\psi'' + V \\ J_3 \ddot{\vartheta} &= (J_1 - J_2) \dot{\varphi} \dot{\psi} + \mathfrak{M}_\vartheta + \mathfrak{M}_\vartheta' + \mathfrak{M}_\vartheta'' + W \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

oder explizit, indem wir, wie in den Momenten \mathfrak{M} die Quadrate der Winkelgeschwindigkeiten, so auch ihre gegenseitigen Produkte als klein von höherer Ordnung unterdrücken,

$$\left. \begin{aligned} J_1 \ddot{\varphi} + A \dot{\varphi} + H \varphi + P \dot{\vartheta} - U &= 0 \\ J_2 \ddot{\psi} + B \dot{\psi} + K \psi + N \dot{\vartheta} - V &= 0 \\ J_3 \ddot{\vartheta} + C \dot{\vartheta} + Q \vartheta - N \dot{\psi} - W &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Die soeben begangene Vernachlässigung bedeutet mechanisch, daß wir die sehr geringe Kreiselwirkung des Flugzeugs, die es als sich drehender Körper auf sich selbst ausübt, nicht weiter beachten wollen. Außerdem sei betont, daß wir, insofern die Geschwindigkeit v als konstant angesehen wurde, den bei Stabilitätsrechnungen nicht zu umgehenden Einfluß des sog. Stoßens, Abtreibens und Wogens, d. h. der Schwankungen des Schwerpunktes, als für die Kreiselwirkung unbedeutend ausgeschaltet haben. Darauf kommen wir später zurück.

Es empfiehlt sich, neue positive Konstanten

$$\left. \begin{aligned} a &= \frac{A}{J_1} & b &= \frac{B}{J_2} & c &= \frac{C}{J_3} \\ h &= \sqrt{\frac{H}{J_1}} & k &= \sqrt{\frac{K}{J_2}} \\ p &= \frac{P}{J_1} & q &= \frac{Q}{J_3} \\ m &= \frac{N}{J_2} & n &= \frac{N}{J_3} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

von der Dimension einer Winkelgeschwindigkeit und

$$u = \frac{U}{J_1} \quad v = \frac{V}{J_2} \quad w = \frac{W}{J_3} \quad (4)$$

von der Dimension einer Winkelbeschleunigung sowie neue Veränderliche

$$\left. \begin{aligned} \Phi &= \varphi - \frac{u}{h^2} + \frac{p w}{c h^2} \\ \Psi &= \psi - \frac{v}{k^2} + \frac{m w}{c k^2} \\ \Theta &= \vartheta - \frac{w}{c} t - \alpha_0 \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

einzuführen, wobei α_0 eine willkürliche Integrationskonstante ist. Dann erscheinen die Bewegungsgleichungen (2) in der einfachen Form

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\Phi} + a \dot{\Phi} + h^2 \Phi + p \dot{\Theta} &= 0 \\ \ddot{\Psi} + b \dot{\Psi} + k^2 \Psi + m \dot{\Theta} &= 0 \\ \dot{\Theta} + c \Theta + q \Phi - n \Psi &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Die ersten beiden dieser Gleichungen stellen im wesentlichen gedämpfte Schwingungen, die dritte eine Drehung im widerstehenden Mittel dar; sie sind durch die gyroskopischen Terme $m \dot{\Theta}$ und $n \Psi$ und durch die nichtkonservativen Glieder $p \dot{\Theta}$ und $q \Phi$ miteinander gekoppelt.

Ihre partikulären Integrale sind von der Form

$$\Phi = \varepsilon_1 e^{\lambda_1 t} \quad \Psi = \varepsilon_2 e^{\lambda_2 t} \quad \Theta = \varepsilon_3 e^{\lambda_3 t},$$

wobei die Integrationskonstanten ε nach (6) den Bedingungen

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_1 (\lambda^2 + a \lambda + h^2) + \varepsilon_3 p \lambda &= 0 \\ \varepsilon_2 (\lambda^2 + b \lambda + k^2) + \varepsilon_3 m \lambda &= 0 \\ \varepsilon_1 q - \varepsilon_2 n + \varepsilon_3 (\lambda + c) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

zu genügen haben. Damit sich hieraus von Null verschiedene Werte ε berechnen lassen, muß die Determinante $R(\lambda)$ der Koeffizienten verschwinden, d. h. λ muß der sog. determinierenden Gleichung

$$R(\lambda) \equiv \begin{vmatrix} \lambda^2 + a \lambda + h^2 & 0 & p \lambda \\ 0 & \lambda^2 + b \lambda + k^2 & m \lambda \\ q & -n & \lambda + c \end{vmatrix} = 0 \quad (8)$$

gehörchen, der man mit der Abkürzung

$$S(\lambda) \equiv (\lambda^2 + b \lambda + k^2) (\lambda + c) + m n \lambda \quad (9)$$

auch die Gestalt geben kann

$$R(\lambda) \equiv (\lambda^2 + a \lambda + h^2) S(\lambda) - p q \lambda (\lambda^2 + b \lambda + k^2) = 0.$$

Ist λ_ν irgendeine der fünf Wurzeln dieser Gleichung, so bestimmen sich die drei zugehörigen Konstanten $\varepsilon_{1\nu}, \varepsilon_{2\nu}, \varepsilon_{3\nu}$ bis auf einen Proportionalitätsfaktor α_ν aus den Gleichungen (7), und die allgemeinen Integrale enthalten dann in $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_5$ die erforderlichen sechs Integrationsparameter.

Man wird in praktischen Fällen die Gleichung $R(\lambda) = 0$ so auflösen, daß man zunächst die fünf Wurzeln der Gleichung

$$(\lambda^2 + a \lambda + h^2) S(\lambda) = 0 \quad (10)$$

sucht und mit ihnen als Näherungswurzeln in die vollständige Gleichung $R(\lambda) = 0$ eingeht. Da nämlich nach dem früher Gesagten q sehr klein ist, so liegen die Wurzeln von (10) sehr nahe bei den Wurzeln von $R(\lambda) = 0$, zweifellos so nahe, daß wir im Vergleich mit den bisherigen Vernachlässigungen keinen erheblichen Fehler begehen, wenn wir der weiteren Rechnung die Annahme $q = 0$ zugrunde legen, die z. B. für ein Flugzeug mit merklich ebenen Tragflächen recht genau zutrifft.

Nunmehr zerfällt die Gleichung $R(\lambda) = 0$ in

$$\lambda^2 + a \lambda + h^2 = 0 \quad (11)$$

$$S(\lambda) = 0 \quad (12)$$

entsprechend der Tatsache, daß sich die beiden letzten Bewegungsgleichungen (6) unabhängig von der ersten erledigen ließen; wir ziehen es trotzdem vor, das System (6) geschlossen zu behandeln.

Die beiden Wurzeln der Gleichung (11)

$$\lambda_{1,2} = -\frac{a}{2} \pm \sqrt{\frac{a^2}{4} - h^2}$$

haben einen negativ reellen Teil, gehören also zu einer aperiodischen oder gedämpften Schwingung, als Ausdruck dafür, daß das Flugzeug Seitenstabilität besitzt.

Die drei Wurzeln $\lambda_3, \lambda_4, \lambda_5$ der Gleichung (12) müssen ebenfalls lauter negativ reelle Teile besitzen, insofern b, c, k^2 und das Produkt $m n = N^2: J_2 J_3$ wesentlich positiv sind.

Mindestens eine von ihnen muß nämlich reell sein; sei dies etwa λ_3 . Nun ist mit den Abkürzungen

$$\sigma_1 = b + c > 0 \quad (13)$$

$$\sigma_2 = b c + k^2 + m n > 0 \quad (14)$$

$$\sigma_3 = c k^2 > 0 \quad (15)$$

auch

$$\sigma_1 \sigma_2 - \sigma_3 > 0 \quad (16)$$

Da sich $S(\lambda)$ nach (9) in der Form

$$S(\lambda) \equiv \lambda^3 + \sigma_1 \lambda^2 + \sigma_2 \lambda + \sigma_3$$

darstellt, so ist andererseits

$$\sigma_1 \sigma_2 - \sigma_3 = -(\lambda_4 + \lambda_5) (\lambda_3^2 + \sigma_2) > 0,$$

also

$$\lambda_4 + \lambda_5 < 0 \quad (17)$$

und außerdem

$$\lambda_3 \lambda_4 \lambda_5 = -\sigma_3 < 0 \dots \dots \dots (18)$$

Aus (18) folgt, daß die reellen Größen λ_3 und λ_4, λ_5 verschiedenes Vorzeichen haben müssen. Wäre nun $\lambda_3 > 0$ und $\lambda_4, \lambda_5 < 0$, so würde nach (17) im Gegensatz zu (14)

$$\sigma_2 = \lambda_3 (\lambda_4 + \lambda_5) + \lambda_4 \lambda_5 < 0.$$

Daher muß $\lambda_3 < 0$ und

$$\lambda_4 \lambda_5 > 0 \dots \dots \dots (19)$$

sein. Aus (17) und (19) schließt man aber leicht, daß λ_4 und λ_5 entweder reell negativ oder konjugiert komplex mit negativ reellem Teil werden müssen.

Somit gehören auch die Wurzeln $\lambda_3, \lambda_4, \lambda_5$ zu aperiodischen oder gedämpften Schwingungen¹⁾.

Bis auf weiteres sei vorausgesetzt, daß die fünf Wurzeln λ verschieden sind. Dann berechnen sich die Konstanten ϵ für die beiden Wurzelwerte λ_1 und λ_2 aus der zweiten und dritten der Gleichungen (7), für die drei Wurzelwerte $\lambda_3, \lambda_4, \lambda_5$, wenn mn nicht verschwindet, aus der ersten und dritten mit den erwähnten Proportionalitätsfaktoren a_v zu

$$\left. \begin{aligned} \epsilon_{11} &= a_1 & \epsilon_{21} &= \epsilon_{31} = 0 \\ \epsilon_{12} &= a_2 & \epsilon_{22} &= \epsilon_{32} = 0 \\ \epsilon_{13} &= -n \Lambda_3 a_3 & \epsilon_{23} &= (\lambda_3 + c) a_3 & \epsilon_{33} &= n a_3 \\ \epsilon_{14} &= -n \Lambda_4 a_4 & \epsilon_{24} &= (\lambda_4 + c) a_4 & \epsilon_{34} &= n a_4 \\ \epsilon_{15} &= -n \Lambda_5 a_5 & \epsilon_{25} &= (\lambda_5 + c) a_5 & \epsilon_{35} &= n a_5 \end{aligned} \right\} (20)$$

wobei zur Abkürzung

$$\Lambda_v = \frac{p \lambda_v}{\lambda_v^2 + a \lambda_v + h^2} \quad v = 3, 4, 5 \quad (21)$$

gesetzt ist. Die allgemeinen Integrale lauten demnach mit Berücksichtigung von (5)

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \frac{u}{h^2} - \frac{p w}{c h^2} + a_1 e^{\lambda_1 t} + a_2 e^{\lambda_2 t} \\ &\quad - n \Lambda_3 a_3 e^{\lambda_3 t} - n \Lambda_4 a_4 e^{\lambda_4 t} - n \Lambda_5 a_5 e^{\lambda_5 t} \\ \psi &= \frac{v}{h^2} - \frac{m w}{c h^2} \\ &\quad + (\lambda_3 + c) a_3 e^{\lambda_3 t} + (\lambda_4 + c) a_4 e^{\lambda_4 t} + (\lambda_5 + c) a_5 e^{\lambda_5 t} \\ \vartheta &= a_0 + \frac{w}{c} t + n a_3 e^{\lambda_3 t} + n a_4 e^{\lambda_4 t} + n a_5 e^{\lambda_5 t} \end{aligned} \right\} (22)$$

Es mag nun

$$\left. \begin{aligned} \varphi = \psi = \vartheta = 0 \\ \dot{\varphi} = \dot{\psi} = \dot{\vartheta} = 0 \end{aligned} \right\} \text{für } t = 0 \dots \dots (23)$$

sein; aus diesen Anfangsbedingungen würden sich die sechs Parameter a elementar berechnen lassen. Von wesentlichem Interesse ist aber nur a_0 . Setzt man in die aus (23) abgeleitete Randbedingung

$$(n \psi - c \vartheta - \dot{\vartheta}) = 0 \quad t=0 \dots \dots \dots (24)$$

die rechten Seiten von (22) ein, so folgt sofort

$$a_0 = \frac{n c v - w (h^2 + m n)}{c^2 h^2} \dots \dots \dots (25)$$

Für den Fall, daß die Schraube stillsteht, also $m = n = 0$ ist, müssen die Gleichungen (22) etwas abgeändert werden, ehe in ihnen $m = n = 0$ gesetzt werden darf. Denn jetzt nimmt die reelle Wurzel λ_3 von $S(\lambda) = 0$ den Wert $-c$ an, so daß die Berechnung von $\epsilon_{13}, \epsilon_{23}, \epsilon_{33}$ aus der ersten und dritten der Gleichungen (7) unstatthaft wird. Benutzt man statt dessen die erste und zweite, so findet man mit einem anderen Proportionalitätsfaktor a_3' allgemein

$$\epsilon_{13} = -\Lambda_3 a_3' \quad \epsilon_{23} = -m a_3' \frac{\lambda_3}{\lambda_3^2 + b \lambda_3 + h^2} \quad \epsilon_{33} = a_3'$$

¹⁾ Den Nachweis, daß die Bedingungen (13), (14), (16) hinreichend dafür sind, daß die Gleichung dritten Grades nur Wurzeln mit negativ reellen Teilen besitzt, hat schon E. J. Routh (Die Dynamik der Systeme starrer Körper, deutsch von A. Schepp, Bd. II, Leipzig 1898, S. 230) auf anderem Wege erbracht; er ist natürlich auch enthalten in den Untersuchungen von Hurwitz, Mathem. Ann. 46 (1895), S. 273 ff.

welche Werte man natürlich auch für $N \neq 0$ an Stelle der früheren verwenden könnte. Für $m = n = 0$ lauten die Bewegungsgleichungen nunmehr

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \frac{u}{h^2} - \frac{p w}{c h^2} + a_1 e^{\lambda_1 t} + a_2 e^{\lambda_2 t} - \Lambda_3 a_3' e^{-c t} \\ \psi &= \frac{v}{h^2} + (\lambda_4 + c) a_4 e^{\lambda_4 t} + (\lambda_5 + c) a_5 e^{\lambda_5 t} \\ \vartheta &= a_0 + \frac{w}{c} t + a_3' e^{-c t} \end{aligned} \right\} (26)$$

Aus diesen folgt vermittelt der kombinierten Anfangsbedingung

$$(c \vartheta + \dot{\vartheta}) = 0 \quad t=0$$

wiederm

$$a_0 = -\frac{w}{c^2}$$

im Einklang mit (25)

§ 4. Die durch die Exponentialglieder in den Bewegungsgleichungen (22) bzw. (26) dargestellten gedämpften oder aperiodischen Schwingungen klingen bei jedem guten Flugzeug, wie später noch zu erörtern ist, rasch ab, so daß man schon nach ganz kurzer Zeit mit hinreichender Genauigkeit statt (22) mit (25) schreiben darf

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \frac{c u - p w}{c h^2} \\ \psi &= \frac{c v - m w}{c h^2} \\ \vartheta &= \frac{n c v - w (h^2 + m n)}{c^2 h^2} + \frac{w}{c} t \end{aligned} \right\} \dots \dots (27)$$

Daraus geht hervor, wenn man (3) und (4) beachtet:

1. Das Moment U allein erzeugt schließlich eine Rollung

$$\varphi_1 = \frac{U}{H} \dots \dots \dots (28)$$

gleichgültig, ob der Motor läuft oder gedrosselt ist.

2. Das Moment V (Höhensteuer) allein erzeugt schließlich eine Kippung

$$\psi_2 = \frac{V}{K} \dots \dots \dots (29)$$

und außerdem, wenn der Motor läuft, eine Wendung

$$\vartheta_2' = \frac{N V}{C K} = \frac{N}{C} \psi_2 \dots \dots \dots (30)$$

3. Das Moment W (Seitensteuer) allein erzeugt schließlich eine Rollung

$$\varphi_3 = -\frac{P W}{C H} \dots \dots \dots (31)$$

eine von einer gewissen Zeit an absolut (d. h. dem Betrag nach) wachsende Wendung

$$\vartheta_3 = \frac{W}{C} \left(t - \frac{J_3}{C} \right) \dots \dots \dots (32)$$

und außerdem, wenn der Motor läuft, eine Kippung

$$\psi_3' = -\frac{N W}{C K} \dots \dots \dots (33)$$

und eine Zusatzwendung

$$\vartheta_3' = -\frac{N^2 W}{C^2 K} = \frac{N}{C} \psi_3' \dots \dots \dots (34)$$

Für die Kreiselwirkung beim allseitig stabilen Flugzeug heißt das:

1. Bei rechtsdrehender Schraube ist Rechts-Links-wendungen mit einer Auf-kippung (33) verbunden: Kippwirkung des Schraubenkreisels;
2. ebenso Auf-Ab-kippen mit einer Rechts-Links-wendung (30): Wendewirkung des Schraubenkreisels.

Bei linksdrehender Schraube kehrt sich der Sinn der Kipp- und Wendewirkung um.

3. Bei rechts- sowohl wie bei linksdrehender Schraube wird jedes Wenden um den Betrag (34) verzögert: Schleppwirkung des Schraubenkreisels.

Die drei Wirkungen des Schraubenkreisels sind unabhängig von der Seitenstabilität (H), sie wachsen linear mit abnehmender Längsstabilität (K). Die Kipp- und Wendewirkung wachsen linear mit dem Eigenimpuls N des Schraubenkreisels und mit abnehmendem Wendewiderstand C , die Schleppwirkung wächst im selben Verhältnis quadratisch.

Zur Herabminderung unerwünscht starker Kreiselwirkungen bringt man demnach am Flugzeug zweckmäßigerweise Dämpfungsf lächen an, die den Wendewiderstand vergrößern; man muß dann allerdings in Kauf nehmen, daß dadurch die Lenkbarkeit des Flugzeuges beeinträchtigt wird.

Was die Verkoppelungen zwischen Roll-, Kipp- und Wendebewegungen betrifft, so mag man die beiden folgenden Tabellen vergleichen, welche angeben, ob und unter welchen Bedingungen die eine ohne die andere möglich ist oder ob sie, wenigstens bei Anwendung von konstanten Steuermomenten, unmöglich ist. Die stark umrandeten Felder stellen eigentliche Verkoppelungen dar.

Tabelle I.

$N = 0$. Motor gedrosselt.

	Rollen (φ)	Kippen (ν)	Wenden (ψ)
Rollen (U) ohne	—	$V = 0$	$W = 0$
Kippen (V) ohne	$CU = PW$	—	$W = 0$
Wenden (W) ohne	$CU = PW$	$V = 0$	—

Tabelle II.

$N \neq 0$. Motor laufend.

	Rollen (φ)	Kippen (ν)	Wenden (ψ)
Rollen (U) ohne	—	$CV = NW$	$V = W = 0$
Kippen (V) ohne	$CU = PW$	—	unmöglich
Wenden (W) ohne	$CU = PW$	$CV = NW$	—

Bei rechtsdrehender Schraube erfordert also kippfreies Rechts-Links-wenden, daß das Höhensteuer in bestimmter Weise auf-ab-kippend ausgelegt wird; bei linksdrehender Schraube umgekehrt.

Die Kreiselwirkungen sind namentlich dann für den Flieger eine Quelle der Gefahr, wenn die Momente V , W nicht von den Steuerzügen, sondern von atmosphärischen Störungen herrühren; und zweifellos ist die Ursache mancher unaufgeklärten Unglücksfälle hier zu suchen.

Weil erfahrungsgemäß ein ungewolltes Aufkippen des Flugzeuges immer ungefährlicher ist als ein Abkippen, so folgt aus alledem für die Flugpraxis die oft ausgesprochene Regel: Das Wenden nach der Drehseite der Schraube hin ist gefährlicher als nach der anderen Seite.

Von ziemlich geringer Bedeutung sind bei stabil gebauten Flugzeugen die bisher nicht beachteten Schwingungen, die sich der Kipp-, Wende- und Schleppwirkung überlagern; sie lassen sich leicht überblicken, wenn man die Bewegungsgleichungen (22) und (26) vergleicht.

Nehmen wir zunächst an, die Wurzeln $\lambda_1 \lambda_2$ und $\lambda_4 \lambda_5$ seien komplex, und setzen wir

$$t_1 = \frac{2\pi}{\sqrt{h^2 - \frac{a^2}{4}}}, \quad t' = \frac{2\pi}{s},$$

wo s der Imaginärteil von λ_4 und λ_5 ist, so können wir das Ergebnis dieses Vergleiches so fassen:

Wenn der Motor läuft, so kommt bei allen Abweichungen vom geraden Flug im allgemeinen

1. zu der gedämpften Rollschwingung von der Periode t_1 eine ebenfalls gedämpfte t' ,

2. zu der aperiodisch gedämpften Wendebewegung eine gedämpfte Schwingung t' hinzu; die Periode t' ist von der Größe des Impulses N abhängig; sie wird imaginär, d. h. die Zusatzschwingung fällt weg, sobald die Wurzeln $\lambda_4 \lambda_5$ reell sind.

Beachtenswert ist jedenfalls, daß der Schraubenkreisel eine zu ihm koaxiale Rollschwingung hervorzurufen vermag, die bei gedrosseltem Motor nicht vorhanden ist.

Wenn die Schraube, wie üblich, nicht mehr als zwei Flügel besitzt, so müssen sich außerdem am Flugzeug bei jeder Kippung und bei jeder Wendung leichte Erzitterungen von der doppelten Frequenz der Schraubendrehung bemerklich machen, die davon herrühren, daß sein Deviationsmoment bei jeder Umdrehung um den Mittelwert zweimal hin und her schwankt.

Falls nicht, wie bisher vorausgesetzt, Q verschwindet, so gehen in die Gleichungen (22) weitere Glieder ein, da nunmehr auch $\epsilon_{21} \epsilon_{31} \epsilon_{22} \epsilon_{32}$ von Null verschiedene, aber sicher sehr kleine Werte annehmen. Damit würde sich die Konstante a_0 und also die Wende- und die Schleppwirkung ein wenig abändern, dagegen nicht die Kippwirkung. Das von der Schraube erzeugte System von Schwingungen würde etwas komplizierter, ohne aber bei der Kleinheit von Q seinen Charakter wesentlich zu verschieben.

§ 5. Es ist noch festzustellen, wie die bisherigen Ergebnisse beeinflusst werden, wenn einige der Wurzeln λ übereinstimmen. Dabei dürfen wir unser Interesse offenbar auf den Fall $N \neq 0$ beschränken. Die bisher konstanten Koeffizienten der nunmehr zusammenfallenden Exponentialglieder $e^{\lambda t}$ sind dann, vorbehaltlich einer nachher zu klärenden Voraussetzung, durch ganze rationale Funktionen von t zu ersetzen, deren Grad bis zu der um eins verminderten Multiplizitätszahl der Wurzel λ ansteigt.

Da alle fünf Wurzeln λ negative, nichtverschwindende reelle Teile haben, so ändert sich dadurch bekanntlich die Art der zugehörigen periodisch oder aperiodisch gedämpften Schwingung nicht wesentlich. Es wäre aber möglich, daß die Konstante a_0 ihre alte Form (25) verlöre. Dies ist nicht der Fall.

Denn erstens hat die etwaige Gleichheit der Wurzeln λ_1 und λ_2 auf a_0 keine Wirkung, da diese in die Anfangsbedingung (24) überhaupt nicht eingehen. Sind zweitens einige der Wurzeln $\lambda_3 \lambda_4 \lambda_5$ gleich, möglicherweise sogar einschließlich der Wurzeln λ_1 und λ_2 , und ist λ_0 diese Wurzel von p -facher Multiplizität, so gehen die entsprechenden Terme von (24) mit neuen Parametern a'' über in¹⁾

$$r_1 = \sum_{\nu=0}^{p-1} a_\nu'' \left(\frac{\partial^\nu}{\partial \lambda_0^\nu} [(\lambda_0 + c) e^{\lambda_0 t}] \right)_{t=0}$$

$$r_2 = n \sum_{\nu=0}^{p-1} a_\nu'' \left(\frac{\partial^\nu}{\partial \lambda_0^\nu} [e^{\lambda_0 t}] \right)_{t=0}$$

$$r_3 = n \sum_{\nu=0}^{p-1} a_\nu'' \left\{ \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial^\nu}{\partial \lambda_0^\nu} [e^{\lambda_0 t}] \right) \right\}_{t=0}$$

Man stellt durch Ausrechnen aber leicht fest, daß nach wie vor

$$n r_1 - c r_2 - r_3$$

identisch verschwindet, so daß (25) unverändert bleibt.

Diese Erörterung über mehrfache Wurzeln λ ist an die Bedingung geknüpft²⁾, daß von der charakteristischen Determinante $R(\lambda)$ nicht alle Minoren zweiten Grades verschwinden. In der Tat ist der Minor

$$\begin{vmatrix} 0 & p\lambda \\ -n & \lambda + c \end{vmatrix} = n p \lambda$$

¹⁾ Vgl. z. B. L. Königsberger, Lehrb. d. Theorie d. Differentialgleichungen, Leipzig 1889, S. 282.

²⁾ E. J. Routh, a. a. O., S. 212.

von Null verschieden, da bei allen Flugzeugen $P > 0$ ist, $N \neq 0$ vorausgesetzt wurde und, solange $H \neq 0$, $K \neq 0$ bleibt, auch keine der Wurzeln λ verschwindet.

Die früheren Ergebnisse gelten demnach ohne Einschränkung.

§ 6. Es war bisher angenommen worden, daß das Flugzeug stabil fliegen sollte; und es ist einleuchtend und im Einklang mit einem bekannten gyroskopischen Satze, daß das Flugzeug auch dann stabil bleibt, wenn der Schraubenkreisel sich dreht.

Setzen wir aber den Fall, daß das Flugzeug instabil wäre, so müßte mindestens eine der Konstanten h^2 und k^2 negativ sein. Da die determinierende Gleichung für λ in zwei Teile zerfällt, von denen der eine h^2 ohne m und n , der andere mn ohne h^2 enthält, so kann mangelnde Seitenstabilität ($h^2 < 0$) durch den Schraubenkreisel unter keinen Umständen ersetzt werden.

Fehlt dem Flugzeug die Längsstabilität, so ist mit $k^2 < 0$ von den drei Wurzeln $\lambda_3 \lambda_4 \lambda_5$ mindestens eine, λ_3 , reell positiv, wie groß auch der Eigenimpuls N des Schraubenkreisels gewählt werde. Denn $S(\lambda)$ wechselt dann wegen $\sigma_3 < 0$ zwischen $\lambda = 0$ und $\lambda = \infty$ sein Vorzeichen. Das Produkt der beiden anderen Wurzeln

$$\lambda_4 \lambda_5 = -\frac{\sigma_3}{\lambda_3}$$

muß also positiv sein, und da ihre Summe

$$\lambda_4 + \lambda_5 = -\sigma_1 - \lambda_3$$

negativ ist, so besitzen sie nach wie vor negativ reelle Teile.

Die durch die positive Wurzel λ_3 bedingte Instabilität ist durch den Schraubenkreisel also ebenfalls nicht hebbbar. Dies war voraussehen, da ein an sich labiles System, sobald positive Dämpfungsglieder (b, c) vorhanden sind, gyroskopisch nicht stabilisiert werden kann¹⁾. Stabilisierung wäre nur dann möglich, wenn sich z. B. die Wendebewegung automatisch beschleunigen ließe ($c < 0$; man vergleiche die analogen Verhältnisse bei der Brennan-Scherlschen Einschienenbahn²⁾).

Da indessen aus (9) durch Differentiation nach mn und nachherige Elimination der mit zweifelhaftem Vorzeichen behafteten Klammergröße ($b c + k^2 + mn$) sich ergibt

$$\frac{\partial \lambda_3}{\partial mn} = -\frac{\lambda_3^3}{2 \lambda_3^3 + (b+c) \lambda_3^2 - c k^2} < 0.$$

so nimmt die reelle positive Wurzel mit zunehmendem Impuls N monoton ab, d. h.: Die Längsstabilität kann durch den Propellerkreisel beliebig verringert werden.

Dieses Ergebnis, aber ohne die Monotonität, folgt kürzer auch daraus, daß für $mn = \infty$ die Gleichung $S(\lambda) = 0$ zweimal die Wurzel $-\infty$ und einmal die Wurzel 0 besitzt.

Allerdings ist der Impuls des Schraubenkreisels in Wirklichkeit kaum groß genug, um einen erheblichen Grad von Instabilität auf diese Weise unschädlich zu machen.

Wenn Q nicht verschwindet, so läßt sich eine ähnliche, aber viel unbedeutendere Wirkung auf die Seitenstabilität feststellen.

§ 7. Schließlich kann es bei praktisch verwendbaren Flugzeugen gelegentlich vorkommen, daß ihre Stabilität wenigstens nahezu indifferent wird. Sind aber h^2 oder k^2 oder beide Null, so verlieren die früheren Formeln teilweise ihre Gültigkeit.

a) $h^2 = 0, k^2 > 0.$

Die Bewegungsgleichungen (2) gehen für $Q = 0$ mit den neuen Konstanten (3) und (4) und den neuen Veränderlichen

$$\left. \begin{aligned} \Phi &= \varphi - \frac{cu - pw}{ac} t - \alpha' \\ \Psi &= \psi - \frac{v}{k^2} + \frac{mw}{ck^2} \\ \Theta &= \vartheta - \frac{w}{c} t - \alpha'' \end{aligned} \right\} \dots (35)$$

¹⁾ Lord Kelvin und P. G. Tait, Treatise on Nat. Philos., Bd. I, Cambridge 1903, Art. 345^{VI}, S. 391.

²⁾ F. Klein und A. Sommerfeld, a. a. O., S. 908.

wobei α' und α'' zwei Integrationskonstanten sind, über in

$$\left. \begin{aligned} \dot{\Phi} + a\Phi + p\Theta &= 0 \\ \ddot{\Psi} + b\dot{\Psi} + k^2\Psi + m\dot{\Theta} &= 0 \\ \dot{\Theta} + c\Theta - n\Psi &= 0 \end{aligned} \right\} \dots (36)$$

so daß die allgemeinen Integrale ψ und ϑ ihre frühere Gestalt (22) beibehalten, wogegen jetzt

$$\varphi = \alpha' + \frac{cu - pw}{ac} t + \alpha_1 e^{-\alpha' t} - \frac{np}{\lambda_3 + a} \alpha_3 e^{\lambda_3 t} - \frac{np}{\lambda_4 + a} \alpha_4 e^{\lambda_4 t} - \frac{np}{\lambda_5 + a} \alpha_5 e^{\lambda_5 t} \dots (37)$$

wird. Die Konstante α'' nimmt vermöge (24) ihren alten Wert α_0 an (25), während die aus (23) abgeleitete Anfangsbedingung

$$(a\varphi + \dot{\varphi} + p\vartheta)_{t=0} = 0$$

durch Ausrechnen

$$\alpha' = -\frac{u}{a^2} - \frac{npv}{ac k^2} + pw \frac{am n + k^2(a+c)}{a^2 c^2 k^2} \dots (38)$$

ergibt.

Nach kurzer Zeit, wenn die Schwingungen merklich verklungen sind, ist also angenähert

$$\varphi = \alpha' + \frac{cu - pw}{ac} t \dots (39)$$

Daraus folgt:

1. Das Moment U allein erzeugt schließlich eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Rollung

$$\varphi_1 = \frac{U}{A} \left(t - \frac{J_1}{A} \right) \dots (40)$$

gleichgültig, ob der Motor läuft oder gedrosselt ist.

2. Das Moment V (Höhensteuer) allein erzeugt schließlich neben der früheren Kippung (29) und Wendung (30), wenn der Motor läuft, eine Rollung

$$\varphi_2' = -\frac{NPV}{ACK} = -\frac{NP}{AC} \psi_2 \dots (41)$$

3. Das Moment W (Seitensteuer) allein erzeugt schließlich neben der früheren Wendung (32) eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Rollung

$$\varphi_3 = -\frac{PW}{AC} \left(t - \frac{AJ_3 + CJ_1}{AC} \right) \dots (42)$$

und außerdem, wenn der Motor läuft, neben der früheren Kippung (33) und Wendung (34) eine Zusatzrollung

$$\varphi_3' = \frac{N^2 PW}{AC^2 K} \dots (43)$$

Für die Kreiselwirkung bei einem Flugzeug mit indifferenter Seitenstabilität heißt das:

1. Die Kipp-, Wende- und Schleppwirkung bleiben dieselben wie früher.

2. Auf-Abkippen des Flugzeuges ist mit einer Rollung (41) ⁱⁿ dem Sinn der Schraubendrehung verbunden: Rollwirkung des Schraubenkreisels.

3. Die bei Rechts-Links-wenden eintretende Rechts-Links-rollung (42) wird um den Betrag (43) verzögert: Bremswirkung des Schraubenkreisels.

An Stelle der Tabellen I und II zeigen die beiden folgenden die Verkoppelungen zwischen Roll-, Kipp- und Wendebewegungen.

Tabelle III.
N = 0. Motor gedrosselt.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	V = 0	W = 0
Kippen (V) ohne	unmöglich	—	W = 0
Wenden (W) ohne	unmöglich	V = 0	—

Tabelle IV.
N ≠ 0. Motor laufend.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	CV = NW	V = W = 0
Kippen (V) ohne	a' = 0	—	unmöglich
Wenden (W) ohne	CU = PW	CV = NW	—

Die Schwingungen bringen gegen früher nichts wesentlich Neues.

b) $h^2 > 0, k^2 = 0.$

Man substituiert in die Differentialgleichungen der Bewegung statt (35)

$$\left. \begin{aligned} \Phi &= -\frac{u}{h^2} + \frac{p}{h^2} \frac{nv + bw}{bc + mn} \\ \Psi &= \psi - \frac{cv - mw}{bc + mn} t - \alpha' \\ \Theta &= \vartheta - \frac{nv + bw}{bc + mn} t - \alpha'' \end{aligned} \right\} \dots (44)$$

und erhält statt (36)

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\Phi} + a\dot{\Phi} + h^2\Phi + p\dot{\Theta} &= 0 \\ \ddot{\Psi} + b\Psi + m\Theta &= 0 \\ \ddot{\Theta} + c\Theta - n\Psi &= 0 \end{aligned} \right\} \dots (45)$$

Die allgemeinen Integrale lauten

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \frac{u}{h^2} - \frac{p}{h^2} \frac{nv + bw}{bc + mn} + \alpha_1 e^{\lambda_1 t} + \alpha_2 e^{\lambda_2 t} \\ &\quad - n \Lambda_4' \alpha_4 e^{\lambda_4 t} - (\lambda_5' + b) \Lambda_5' \alpha_5 e^{\lambda_5 t} \\ \psi &= \alpha' + \frac{cv - mw}{bc + mn} t + (\lambda_4' + c) \alpha_4 e^{\lambda_4 t} - m \alpha_5 e^{\lambda_5 t} \\ \vartheta &= \alpha'' + \frac{nv + bw}{bc + mn} t + n \alpha_4 e^{\lambda_4 t} + (\lambda_5' + b) \alpha_5 e^{\lambda_5 t} \end{aligned} \right\} (46)$$

Dabei haben λ_1 und λ_2 die frühere Bedeutung; Λ' ist dieselbe Funktion (21) von λ' wie Λ von λ , und zwar sind

$$2 \lambda_{4,5}' = - (b + c) \mp \sqrt{(b - c)^2 - 4mn} \dots (47)$$

die doppelten Wurzelwerte der Gleichung

$$S(\lambda) \equiv (\lambda + b)(\lambda + c) + mn = 0 \dots (48)$$

Die explizite Berechnung der aus (23) abgeleiteten Anfangsbedingungen

$$\begin{aligned} [(bc + mn)\psi + c\dot{\psi} - m\dot{\vartheta}]_{t=0} &= 0, \\ [(bc + mn)\vartheta + n\dot{\psi} + b\dot{\vartheta}]_{t=0} &= 0 \end{aligned}$$

ergibt mit Berücksichtigung von (48)

$$\left. \begin{aligned} \alpha' &= \frac{v(mn - c^2) + mw(b + c)}{(bc + mn)^2} \\ \alpha'' &= -\frac{nv(b + c) - w(mn - b^2)}{(bc + mn)^2} \end{aligned} \right\} \dots (49)$$

so daß man, da in allen diesen Gleichungen auch $m = n = 0$ gesetzt werden darf, die folgenden Schlüsse ziehen kann:

1. Das Moment U allein erzeugt schließlich eine Rollung

$$\varphi_1 = \frac{U}{H} \dots (50)$$

gleichgültig, ob der Motor läuft oder gedrosselt ist.

2. Das Moment V (Höhensteuer) allein erzeugt schließlich, wenn der Motor läuft, eine Rollung

$$\varphi_2' = -\frac{P}{H} \frac{NV}{BC + N^2} \dots (51)$$

und eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Wendung

$$\vartheta_2' = \frac{NV}{BC + N^2} \left(t - \frac{BJ_3 + CJ_2}{BC + N^2} \right) \dots (52)$$

außerdem eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende, vom Impuls des Schraubenkreisels abhängige Kippung

$$\psi_2'' = \frac{CV}{BC + N^2} \left(t + \frac{N^2 J_3 - C^2 J_2}{C(BC + N^2)} \right) \dots (53)$$

3. Das Moment W (Seitensteuer) allein erzeugt schließlich eine mit wachsendem Impuls absolut abnehmende Rollung

$$\varphi_3'' = -\frac{P}{H} \frac{BW}{BC + N^2} \dots (54)$$

und, wenn der Motor läuft, eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Kippung

$$\psi_3' = -\frac{NW}{BC + N^2} \left(t - \frac{BJ_3 + CJ_2}{BC + N^2} \right) \dots (55)$$

außerdem eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende, vom Impuls abhängige Wendung

$$\vartheta_3'' = \frac{BW}{BC + N^2} \left(t + \frac{N^2 J_2 - B^2 J_3}{B(BC + N^2)} \right) \dots (56)$$

Für die Kreiselwirkung bei einem Flugzeug mit indifferenter Längsstabilität heißt das:

1. Die Rollwirkung (51) hat den gleichen Drehsinn wie unter a) und erreicht ihren größten Wert für $|N| = \sqrt{BC}$.

2. Die Kippwirkung (55) und die Wendewirkung (52) haben ihren früheren Drehsinn; sie wachsen von einer gewissen Zeit an, und zwar am stärksten für $|N| = \sqrt{BC}$.

3. Die mit Rechts-Links-wenden verbundene Rollung (54) in dem Sinn der Schraubendrehung wird durch den Schraubenkreisel verringert: Entkoppelungswirkung des Schraubenkreisels.

4. Alle Kipp- und Wendebewegungen werden durch den Schraubenkreisel von einer gewissen Zeit an verlangsamt [(53), (56)]: Stabilisierungswirkung des Schraubenkreisels.

Die Verkopplung der Bewegungen geht aus folgenden Tabellen hervor.

Tabelle V.

N = 0. Motor gedrosselt.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (ϑ)
Rollen (U) ohne	—	V = 0	W = 0
Kippen (V) ohne	UC = PW	—	W = 0
Wenden (W) ohne	UC = PW	V = 0	—

Tabelle VI.
N ≠ 0. Motor laufend.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (θ)
Rollen (U) ohne	—	V = W = 0	V = W = 0
Kippen (V) ohne	$\begin{cases} U(BC + N^2) \\ = P(NV + BW) \end{cases}$	—	unmöglich
Wenden (W) ohne		unmöglich	—

Für N = 0 verlaufen Kippungen und Wendungen schwingungslos, dagegen ist die Möglichkeit gedämpfter Schwingungen gegeben, sobald

$$|N| > \frac{|BJ_3 - CJ_2|}{2\sqrt{J_2 J_3}}$$

wird.

c) $h^2 = k^2 = 0.$

Mit

$$\Phi = \varphi - \left(u - p \frac{nv + bw}{bc + mn} \right) \frac{t}{a} - \alpha''' \dots (57)$$

und den gleichen Veränderlichen Ψ und Θ (44) wie unter b) gehen die Differentialgleichungen der Bewegung über in

$$\begin{cases} \dot{\Phi} + a\Phi + p\Theta = 0 \\ \dot{\Psi} + b\Psi + m\Theta = 0 \\ \dot{\Theta} + c\Theta - n\Psi = 0 \end{cases} \dots (58)$$

Die allgemeinen Integrale ψ und θ behalten ihre unter b) ermittelte Gestalt (46) bei, wogegen jetzt

$$\varphi = \alpha''' + \left(u - p \frac{nv + bw}{bc + mn} \right) \frac{t}{a} + \alpha_1 e^{-a't} - \frac{np}{\lambda_4' + a} \alpha_4 e^{\lambda_4' t} - p \frac{\lambda_5' + b}{\lambda_5' + a} \alpha_5 e^{\lambda_5' t} \dots (59)$$

ist; α' und α'' bleiben unverändert (49). Die explizite Berechnung der aus (23) abgeleiteten Anfangsbedingung

$$(a\varphi + \dot{\varphi} + p\dot{\theta}) = 0$$

ergibt

$$\alpha''' = -\frac{u}{a^2} + npv \frac{bc + ca + ab + mn}{a^2(bc + mn)^2} + p w \frac{b^2(a + c) - mn(a - b)}{a^2(bc + mn)^2} \dots (60)$$

Man zieht hieraus folgende Schlüsse:

1. Das Moment U allein erzeugt schließlich eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Rollung [vgl. (40)]

$$\varphi_1 = \frac{U}{A} \left(t - \frac{J_1}{A} \right), \dots (61)$$

gleichgültig, ob der Motor läuft oder gedrosselt ist.

2. Das Moment V (Höhensteuer) allein erzeugt schließlich, wenn der Motor läuft, eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende Rollung

$$\varphi_2' = -\frac{PNV}{A(BC + N^2)} \left(t - \frac{BCJ_1 + CAJ_2 + ABJ_3 + N^2 J_1}{A(BC + N^2)} \right) (62)$$

und überdies die Bewegungen (52) und (53).

3. Das Moment W (Seitensteuer) allein erzeugt schließlich eine von einer gewissen Zeit an absolut wachsende, vom Impuls des Schraubenkreisels abhängige Rollung

$$\varphi_3'' = -\frac{PBW}{A(BC + N^2)} \left(t - \frac{B^2(AJ_3 + CJ_1) - N^2(AJ_2 - BJ_1)}{AB(BC + N^2)} \right) (63)$$

und überdies die Bewegungen (55) und (56).

Für die Kreiselwirkung bei einem Flugzeug mit indifferenter Seiten- und Längsstabilität heißt das:

1. Die Kipp-, Wende- und Stabilisierungswirkungen sind dieselben wie unter b).

2. Die Rollwirkung (62) hat ihren früheren Drehsinn; sie wächst von einer gewissen Zeit an, und zwar am stärksten für $|N| = \sqrt{BC}$.

3. Die Entkoppelungswirkung (63) hat den gleichen Drehsinn wie unter b); sie wächst von einer gewissen Zeit an.

Die Verkoppelungen der Bewegungen zeigen folgende Tabellen:

Tabelle VII.

N = 0. Motor gedrosselt.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (θ)
Rollen (U) ohne	—	V = 0	W = 0
Kippen (V) ohne	U = W = 0	—	W = 0
Wenden (W) ohne	unmöglich	V = 0 •	—

Tabelle VIII.

N ≠ 0. Motor laufend.

	Rollen (φ)	Kippen (ψ)	Wenden (θ)
Rollen (U) ohne	—	V = W = 0	V = W = 0
Kippen (V) ohne	$\begin{cases} \alpha''' = 0 \\ U(BC + N^2) \\ = P(NV + BW) \end{cases}$	—	unmöglich
Wenden (W) ohne		unmöglich	—

Über die Schwingungen gilt dasselbe wie unter b). Es ist besonders bemerkenswert, daß, im Gegensatz zum vollständig stabilen Flugzeug, bei teilweise oder ganz indifferenter Stabilität die Betätigung des Höhensteuers V allein allemal eine Rollbewegung nach sich zieht, sobald der Motor läuft.

Wir haben die Wurzeln λ wiederum als verschieden vorausgesetzt. Sind einige von ihnen gleich, so ändern die Schwingungen ihren Charakter nur unwesentlich, doch wollen wir dies nicht weiter verfolgen.

§ 8. Die zahlenmäßige Diskussion der gewonnenen Ergebnisse stößt, so wichtig sie auch ist, auf Schwierigkeiten, die darin begründet sind, daß die Ermittlung der Koeffizienten ABCHKP(Q) rechnerisch ziemlich unsicher ist, während es andererseits noch an Versuchen fehlt, aus denen sie zuverlässig zu entnehmen wären.

Insofern die Gleichungen

$$\begin{aligned} \lambda^2 + a\lambda + h^2 &= 0 \\ \lambda^2 + b\lambda + k^2 &= 0 \end{aligned}$$

im wesentlichen die Frequenzgleichungen der von dem Einfluß der Schwerpunktsschwankungen praktisch unabhängigen kurzperiodischen Drehschwingungen des Flugzeugs um seine Längsachse und um seine horizontale Querachse bei gedrosseltem Motor darstellen, könnte man aus der Beobachtung solcher Schwingungen indirekt die Werte von a b h² k² berechnen. Legen wir z. B. einen von Betz auf Veranlassung von C. Runge¹⁾ berechneten Dornier-Eindecker mit einer Periode von 5,4 sec und einer sog. Halbwertszeit von 0,26 sec für die Kippschwingungen zugrunde, so finden wir $b = 5,3 \text{ sec}^{-1}$ $h^2 = 8,3 \text{ sec}^{-2}$. Ziehen wir in Betracht, daß die Größe c ihrer Bedeutung nach jedenfalls etwas kleiner ausfällt als b, so daß wir sie zu rund 4 sec^{-1} setzen dürfen, so lautet die Gleichung (9)

$$\lambda^3 + 9,3\lambda^2 + (29,5 + mn)\lambda + 33,2 = 0 \dots (64)$$

1) Ztschr. f. Flugt. u. Motorl. 3 (1912), S. 38.

Ein Schraubenkreisel mit besonders stark ausgeprägter Kreiselwirkung liegt z. B. bei einem Gnomemotor mit einer Schraube von 2,2 m Durchmesser und 6 kg Gewicht vor; das Trägheitsmoment dieses Systems gibt Bogaert¹⁾ zu rund 0,8 mkgsec² an. Nehmen wir für die Trägheitsmomente J_2 und J_3 des Flugzeugs den zu kleinen Wert 300 mkgsec² sowie eine Tourenzahl von 1600 in der Minute, so wird $mn \equiv N^2: J_2 J_3$ etwas größer als 1. Rechnen wir mit dem sicher zu großen Wert $mn = 2$, so liefert (64) die Wurzeln

$$\lambda_3 = -1,8$$

$$\lambda_{4,5} = -3,75 \pm 2,1 i.$$

Diesen entspricht eine aperiodische Schwingung mit der Halbwertzeit 0,38 sec und eine gedämpfte mit der Periode 3 sec und der Halbwertzeit 0,18 sec.

Für einen Harlan-Eindecker, dessen Kippschwingung die Periode 2,8 sec und die Halbwertzeit 0,14 sec besitzt²⁾, unterscheidet sich die gedämpfte Schwingung bei laufendem Motor überhaupt kaum von derjenigen bei gedrosseltem Motor, und die Halbwertzeit der hinzutretenden aperiodischen Schwingung ist sicher geringer als 0,1 sec.

Da die Periode der Schwerpunktslängsschwankungen zu rund 20 sec angegeben wird³⁾, so sind die durch die Kreiselwirkung bedingten Schwingungen jedenfalls längst abgeklungen, bis die Schwankungen des Schwerpunkts zu merklicher Amplitude ansteigen.

Auch bei anderen normalen Flugzeugen liegen die Verhältnisse quantitativ ganz ähnlich, da das Produkt der Widerstandskoeffizienten BC stets ein Vielfaches des Impulsquadrates N^2 sein wird. Es war also in der Tat zweifellos erlaubt, einerseits bei der Berechnung der Kreiselwirkung auf die Schwerpunktsbewegung keine Rücksicht zu nehmen⁴⁾ und andererseits die Schwingungen selbst wegen ihres raschen Abklings bei der Diskussion der Kreiselwirkungen zu vernachlässigen. Und zwar gilt dies auch noch bei Indifferenz der Stabilität. Denn erstens ist a von gleicher Größenordnung wie b und c und somit auch die Halbwertzeit der in § 7 a) und § 7 c) auftretenden aperiodischen Schwingung e^{-at} hinreichend klein; zweitens werden auch die Wurzeln λ' (47) sich von den Werten $-b$ und $-c$ nur wenig entfernen, falls der Motor läuft, da alsdann zwar ihr Produkt sich um einen Bruchteil seines ursprünglichen Wertes bc vergrößert, ihre Summe aber nach wie vor gleich $-(b+c)$ sein muß. So erhält man z. B. mit den obigen Werten für den Dornier-Eindecker nach (47) die kleine Halbwertzeit 0,15 sec.

Natürlich ist die Gültigkeit der um die Schwingungsglieder verkürzten Bewegungsgleichungen (27), (39) usw. samt den daraus gezogenen Folgerungen auf einen kurzen zeitlichen Bereich beschränkt, in welchem der Einfluß der langsamen Schwerpunktschwankungen noch nicht wesentlich in Betracht kommt.

Ein Urteil über die praktische Bedeutung der Kreiselwirkungen der Flugzeugschraube läßt sich erst nach einer umfangreichen zahlenmäßigen Diskussion verschiedener Flugzeugtypen gewinnen. Die Mannigfaltigkeit dieser Wirkungen ist, wie man zusammenfassend sagen kann, erheblich größer, als qualitative Überlegungen bisher ahnen ließen.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h, 5. S. 42982. Flugzzug mit oberhalb der starren Tragflächen an einem Maste angeordneten Hilfstragflächen. Philip H. Smith, Pawling, New York. 31. 8. 14. V. St. Amerika. A 7. 10. 13. E 13. 6. 10.

¹⁾ A. a. O. S. 82.

²⁾ C. Runge, a. a. O.

³⁾ C. Runge, a. a. O. Für die aperiodische Schwerpunktsseitenschwankung eines stabilen Flugzeuges gibt K. Gehlen, Ztschr. f. Flugt. u. Motorl. 4 (1913), S. 217, eine Halbwertzeit von 10 sec an, die ebenfalls groß ist gegen die Halbwertzeiten unserer kurzen Schwingungen.

⁴⁾ Diesen Schluß verdanke ich einer brieflichen Mitteilung von Herrn Prof. L. Prandtl.

46c, 14. Sch. 48262. Zündvorrichtung, deren Anlaßstrom von einer Batterie und deren Betriebsstrom von einem Dynamo geliefert wird. Ernst Schulz, Köln, Karolinger Ring 21. A 29. 1. 15. E 17. 5. 16.

46c, 14. B. 76182. Einrichtung zum Anlassen von Explosionsmotoren. Bosch Magneto Company, New York. A 3. 3. 14. V. St. Amerika 19. 3. 13.

46a, 23. P. 32338. Dichtung für umlaufende Verbrennungsmotoren. Arthur James Paige, Indianapolis, V. St. A.; Vertr.: H. Springmann, Th. Stort u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. A 31. 1. 14. Amerika 5. 7. 13. E 23. 5. 16.

46b, 12. Sch. 48621. Regelungsvorrichtung für die Gaszufuhr für zwei oder mehr Motoren, insbesondere Flugzeuge. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal, Flugplatz. A 7. 5. 15. E 3. 6. 16.

37f, 8. B. 79304. Tor für Flugzeughallen. Ernst Adolf Bernhard, Berlin, Fasanenstr. 35. A 3. 4. 15.

37f, Gr. 8. C. 24865. Windschutzwand für Luftschiffe; Zus. z. Pat. 274647. Ballonhallenbau (Arthur Müller) G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A 22. 4. 14.

Patentertellungen.

77h, 5. 292426. Mittels Windflügel betriebene Benzinpumpe für Luftfahrzeuge u. dgl. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. 21. 12. 13. Sch. 45679.

77h, 9. 292353. Mit Dampfungflächen versehenes Wasserflugzeug. Neufeldt & Kuhnke und Gesellschaft für nautische Instrumente, G. m. b. H., Kiel. 25. 4. 13. G. 38948.

77h, 9. 292392. Fahrgestell für Flugzeuge. Max Deuschle, Stuttgart, Löwentorstr. 43. 14. 3. 13. D. 28534.

77h, 283437. Stoffbahn für Luftschiffhüllen und Verfahren zu ihrer Herstellung. Aktiengesellschaft Metzeler & Co., München. 11. 1. 13. A. 23333.

77h, 283438. Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe. Nikolaus Basenach, Charlottenburg, Königsweg 30. 23. 8. 13. B. 73637.

77h, 283439. Flugzeug, dessen Tragflächengestell unter Zwischenschaltung federnder Mittel mit dem Anlaufgestell verbunden ist. Arthur George Watkins und David James Beitzel, Mechanicsburg. 30. 7. 12. W. 40250.

77h, 283478. Flugzeug mit einem aufrechtbaren Hilfspropeller. Theophil Häner, Zürich. 18. 4. 13. H. 62158.

77h, 283479. Flugzeug mit einem während des Fluges tief unterhalb der Tragflächen liegenden, pendelartig angeordneten Stabilisierungsgewicht. Julius Pompe, Breslau, Brigittental 43. 25. 6. 12. P. 29062.

77h, 283508. Spitzenversteifung für Prallluftschiffe. Nikolaus Basenach, Charlottenburg, Königsweg 30. 1. 5. 13. B. 74349.

77h, 283510. Durch Querwände unterteilter Prallschifftragkörper. Nikolaus Basenach, Charlottenburg, Königsweg 30. 1. 5. 13. B. 74350.

46a, 1. 291797. Vorrichtung zum Vorwärmen des Explosionsgemisches bei Explosionskraftmaschinen. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. 30. 8. 13. D. 29459.

46a, 8. 292006. Zweitaktverbrennungsmotor mit um eine hohle Mittelwelle herum angeordneten Arbeitszylindern. Wilhelm Froehlich, Wannsee b. Berlin. 18. 11. 13. F. 37666.

46b, 6. 290769. Vorrichtung zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen mittels Druckluft. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 7. 12. 11. A. 21498.

46c, 21. 290805. Lamellenkühler für Motorfahrzeuge u. dgl. Dipl.-Ing. N. Stern, Frankfurt a. M., Staufenstr. 10. 4. 3. 15. St. 20337.

46c, 23. 290837. Auf dem Motor angeordneter Kühler für Flugzeugmotoren. Dipl.-Ing. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennigsenstr. 21/22. 25. 4. 13. W. 42123.

46c, 6. 290737. Zweidüsenvergaser für Explosionsmotoren, dessen Hilfsdüse den Brennstoff beim Anlassen und bei niedrigen Umdrehungszahlen liefert. Jules Fagard, Lüttich, Belgien. 28. 12. 11. F. 33646.

46c, 28. 292007. Einrichtung zum Anlassen von Fahrzeugverbrennungsmotoren, bei welcher ein Anlaßmotor durch Vermittlung einer Freilaufkupplung den Verbrennungsmotor antreibt. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 11. 6. 14. B. 77590.

46c, 5. 291954. Metallischer Kolben-Dichtungsring für Verbrennungskraftmaschinen, der so starkwandig ist, daß seine Querschnittsform unter dem Gasdruck nicht verändert wird. Alfred Lanser, Berchem-Ste.-Agathe b. Brüssel, Belgien; Vertr.: R. H. Korn und C. Röstel, Pat.-Anwälte, Berlin SW 11. 26. 3. 13. L. 36332.

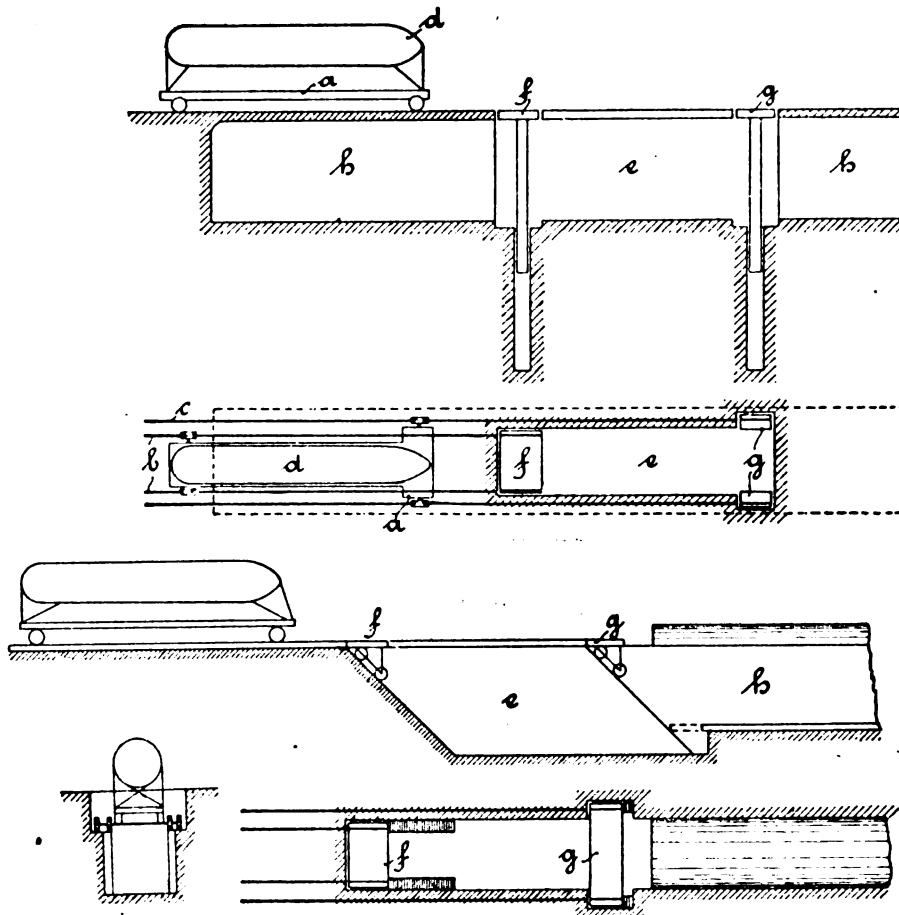
37f, 8. 292435. Drehbare Luftschiffhalle. Maschinenfabrik Eßlingen, Eßlingen a. N. 2. 4. 14. M. 55704.

Patentversagung.

77h, Sch. 45889. Tragdeckenabstützung an Doppeldeckern. 5. 11. 14.

Auszüge aus den Patentschriften.

284456. Einrichtung zur Bergung von Luftschiffen in von oben zu beschickenden Bergungsräumen. Carl Prager und W. Steinhorst in Leipzig. — Der Bergungswagen wird durch zwei oder mehr senkrecht oder auch schräg mit gleicher Geschwindigkeit zu bewegend Aufzüge gehoben oder gesenkt, deren Bühnen für je eine Achsengruppe bestimmt sind, während die dazwischen liegenden Fahrstrecken ortsfest sein können, was durch die besondere Form des Wagens mit seitlich vorstehenden Rädern ermöglicht wird. Besonders bei Anwendung der Erfindung auf die bekannten Bergungseinrichtungen mit kreisförmiger Bahn des Bergungswagens, welche die Einstellung des Bergungswagens in die Windrichtung gestattet, gewähren mehrere die Enden des Bergungswagens tragende Aufzugsschalen den Vorteil, daß der ganze Mittelteil des Bergungsraumes frei bleibt und die Lagerung der Aufzüge leicht an der ohnehin vorhandenen Hallenkonstruktion vorgenommen werden kann. Bei einer weiteren Ausführungsform der Erfindung wird der Bergungswagen selbst unter Vermittlung der schrägen Schienenanlage zur Ausführung der Hebe- oder Senkbewegung ausgenutzt.



Zu Nr. 284 456.

Das fahrbare Gestell *a* verkehrt auf den Gleispaaren *b* und *c*. Es trägt das befestigte Luftschiff *d* und gelangt auf seiner Fahrt über den Bergungsraum *e* schließlich auf die Aufzugsschalen *f* und *g*. Diese sind für gleichmäßig schnelle Heb- und Senkbewegung eingerichtet. Die zwischen den Aufzugsschalen gelegenen Schienenverbindungsstücke können infolge mehrerer Aufzugsschalen auf den festen Mauern des Bergungsraumes gelagert werden. Rechts und links vom Bergungsraum zweigen die überdachten Bergungshallen *h* in bekannter Weise ab, in welche das Luftschiff samt dem Unterstell ein gefahren werden kann.

Die Anordnung der Aufzugsschalen im Bergungsraum kann auch für eine schräg absteigende Bewegung statt einer senkrechten erfolgen. Die Aufzugsschalen *f*, *g* laufen hierbei auf geeigneten Ebenen hinab. Diese Anordnung ist dadurch vorteilhaft, daß sie die Ausschachtungsarbeiten im Bergungsraum *e* bei der Errichtung der Anlage verringert. Auf der Sohle des Bergungsraumes angekommen, kann das Luftschiff wagerecht weiterbefördert werden.

283798. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge, bei welcher die Stabilisierungsflächen durch Schließung eines elektrischen Stromkreises verstellbar, je-

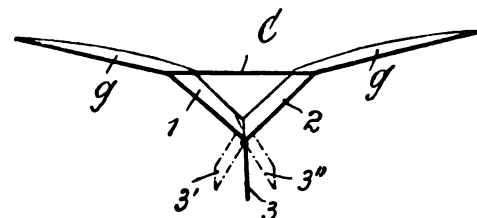
doch vor Rückkehr des Flugzeuges in seine Mittellage zwecks Verhinderung des Übersteuerns wieder wirkungslos werden. Newton Booth Converse in Fresno, V. St. A. —

Das Neue und Wesentliche der Erfindung liegt darin, daß ein den Stromschluß in Verbindung mit einer Quecksilberwage bewirkender Kontaktstift vom Quecksilber entfernt wird, sobald die Stabilisierungsmittel zur Stabilisierung verstellt werden, und der Quecksilberwage wieder genähert wird, sobald die Stabilisierungsmittel in ihre Mittellage zurückkehren.

Gemäß der Erfindung wird zu diesem Zwecke der Kontaktstift von einer Kurvenscheibe verschoben, die auf der die Stabilisierungsseile verstellenden Welle sitzt. Durch Änderung der Form der Kurvenscheibe ist man in der Lage, die Bewegung des Kontaktstiftes gegenüber der Bewegung der Hilfsflächen in weiten Grenzen zu regeln.

290627. Flugzeug mit je zwei beiderseits der Längsachse angeordneten und über Kreuz gleichartig verstellbaren Steuerflächen. Edward E. Dulier in Brüssel. Zusatz zum Patent 277104. — Um die Wirkung der am Schwanz befindlichen Jalousieflächen zu erhöhen, ist die Schwanzfläche zu einem

im Querschnitt dreieckigen Kasten ausgebildet, dessen Stoßkante unten liegt und mit den Seitenflächen in der Flugrichtung ansteigt. An den Vorderkanten der Trag- und Schwanzflächen sitzen die



Zu Nr. 290 627.

quer zur Flugrichtung gerichteten und um die Rippen drehbaren Jalousieklappen *g*, die steil gegen die Flugrichtung ansteigen. Der Schwanz *C* bildet einen dreieckigen, nach dem Rumpf zu verjüngten Kasten, dessen Stoßkante unten liegt und so mit den Flä-

chen 1, 2 in der Flugrichtung ansteigt. Von den Kastenflächen 1, 2 gehen die Jalousieflächen *g* aus.

Unter dem Kasten 1, 2 ist eine nach links oder rechts einstellbare Kieflosse 3 aufgehängt. Die Einstellung erfolgt in der Weise, daß, wenn z. B. die Klappen *g* auf der rechten Seite geschlossen und damit in der im Hauptpatent beschriebenen Weise gegen die Luft angestellt werden, die Flosse 3 nach links in die Stellung 3' gedreht wird, während umgekehrt bei Anstellung der linken Klappen *g* die Flosse 3 in die Stellung 3'' gelangt. Die Schrägstellung der Flosse 3 erfolgt zweckmäßig in dem Maße, daß die Flosse, die Kastenfläche 1 oder 2 und die Jalousiefläche *g* eine leicht gekrümmte Auftriebsfläche ergeben. Auf diese Weise wird die Wirkung der gleichzeitig mit der Kieflfläche 3 verstellten Jalousieklappen *g* erhöht.

287314. Vogelflügelartige Tragfläche für Flugzeuge mit vorderer Verdickung. Gustav Lilienthal in Berlin-Lichterfelde. — Es ist bereits bekannt, den Tragflächen im vorderen Teil eine Verdickung zu geben, wobei die oberen und unteren Begrenzungslinien des Profils sich aus Kurven verschiedener Krümmung zusammensetzen. Ferner ist es nicht mehr neu, den vorderen verdickten Rand solcher Tragflächen stark nach unten zu neigen. Weiterhin ist es auch schon vorgeschlagen worden, Flügel mit vorn verdickten Profilen in ihrer Längsausdehnung — also quer zur Flugrichtung — eine Krümmung zu geben; in diesem Falle fehlt jedoch noch die stark herabgezogene Vorderkante, während die Flügel, welche letzteres Merkmal besitzen, keine Krümmung in ihrer Längsrichtung aufweisen. Schließlich ist auch schon eine Tragfläche mit herabgezogenem, etwas verdicktem Vorderteil und auf der Unterseite angebrachter, nach rückwärts gerichteter Aufrichtung bekannt geworden, der aber ebenfalls die Wölbung quer zur Flugrichtung fehlt. Die den Gegenstand der Erfindung bildende Tragflächenform für Flugzeuge besitzt diese bekannten Eigenschaften in einer Vereinigung, welche die dynamische Ausnutzung eines bisher unbekanntem, durch Versuche ermittelten Stromlinienverlaufes bei der Bewegung der Flügel gegen die Luft gestattet. Wird eine Fläche mit vorbeschriebenen Profilen gegen die Luft bewegt bzw. einem Luftstrom ausgesetzt, so strömt an der Oberfläche die Luft gleichmäßig hinweg (vgl. Fig. 1), während an der Unterfläche sich ein Wirbel bildet (bei *a*) in der Weise, daß in der Nähe der Hinterkante der Luftstrom umwendet und entgegen der Bewegungsrichtung sich nach der Vorderkante zu bewegt. Der in einer flachen Ellipse verlaufende Wirbel hat seinen zweiten Wirbelpunkt in der Nähe des Mittelpunktes der vorderen Krümmungskurve. Die sich im elliptischen Wirbel drehende Luft übt gegen die Flügel einen beträchtlichen Zentrifugaldruck aus, und die Reibung an der Fläche, sowie die Pressung gegen die scharfe Krümmung des vorderen Flügelteils bewirken einen Vortrieb, der dem Stirnwiderstand des Rumpfes und der Vorderkante entgegenwirkt. Die Wirbelluft bewegt sich gleichzeitig seitlich, teilweise nach dem Rumpf, zum anderen Teil nach der Flügelspitze hin. Der Wirbel verbreitert sich also schraubenförmig nach beiden Seiten. Um diese Abtrift der Luft gegen den Rumpf und die Flügelspitze zur Ausübung eines Auftriebes nutzbar zu machen, wird sowohl die Flügelspitze wie der am Rumpf liegende Flügelteil entsprechend schräg nach unten geneigt konstruiert. Damit ferner die oben erwähnte vortreibende Wirkung der nach vorn strömenden Luft möglichst wirksam gemacht wird, wird die Unterfläche aus solchen Materialien hergestellt, welche möglichst

großen Reibungswiderstand verursachen, wie z. B. ein Belag von Federn, die so angeordnet sind, daß der Luftstrom gegen den Federstrich gerichtet ist und die Enden der Federn lose aufliegen. Zu gleichem Zwecke kann auch beispielsweise ein schuppenartiger Belag aus geeignetem Material verwendet werden.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Der Deutsche Krieg. Politische Flugschriften. Herausgegeben von Ernst Jäckh. 68. Heft Prof. Dr. Gast: »Deutschland und Südamerika«. Verlag: Deutsche Verlagsanstalt Stuttgart-Berlin. Großoktav, 42 S. Preis pro Heft M. 0,50.

„Güldners Kalender für Betriebsleitung und praktischen Maschinenbau.“ 24. Jahrgang 1916. 2 Teile. 900 Seiten mit ca. 500 Abbildungen und vielen Tabellen in 2 Bänden oder in einem Band gebunden. Verlag H. A. Ludwig Degener, Leipzig. In Leinen geb. M. 3.—.

Die neue Ausgabe dieses Kalenders ist wesentlich ergänzt und verbessert worden. Veralterte Angaben sind durch neue, die dem heutigen Stande der Technik entsprechen, ersetzt worden. Insbesondere wurden die »Mechanik« und die »Elektrotechnik«, namentlich »Elektrische Beleuchtung«, umgearbeitet. Die Abschnitte »Lokomobile«, »Triebwerke« wurden ergänzt. Dem Kapitel über »Metallbearbeitung« sind Zahlentafeln und graphische Darstellungen zur Bestimmung der Umlaufzahlen bei gegebenem Durchmesser und bei bestimmter Schnittgeschwindigkeit eingefügt worden.

Der neue »Güldner« kann als Nachschlagebuch Betriebsingenieuren und Technikern empfohlen werden.

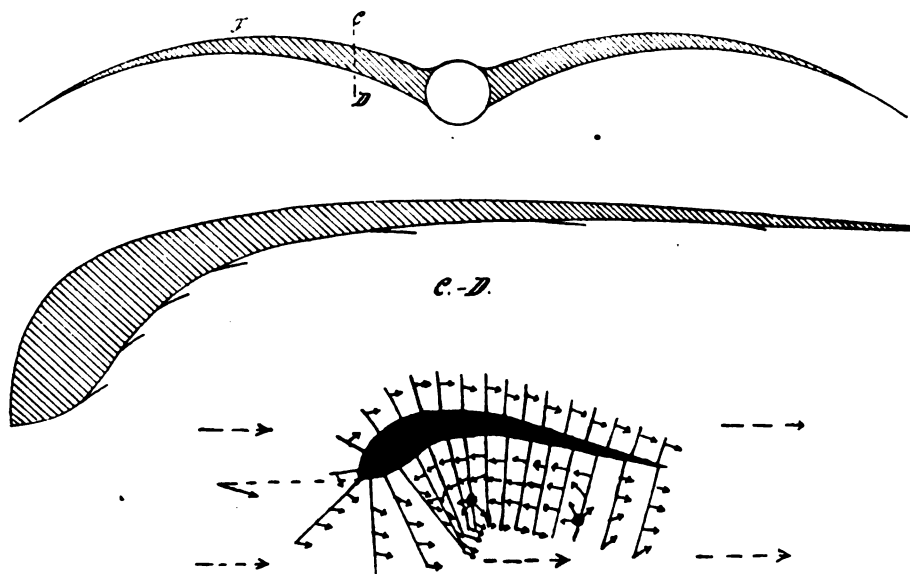
„Motor.“ 200 Seiten mit vielen Abbildungen. Verlag Gustav Braunbeck, G. m. b. H., Berlin W 35.

Aus dem Inhalt für Luftfahrer besonders beachtenswert: Der Untergang des »L 19« mit Bildern. Das französische Flugwesen im Kriege, kritisiert von Dr. Theodor Gubler, Basel. Englands Stellung im Luftkrieg, behandelt von Dr. N. Hansen. Fliegerbewaffnung und Abwehr, von einem bekannten Kriegsflieger. Die Ausstattung auch dieses Heftes des »Motor« ist sehr schön.

Deutsche Flugtechniker-Zeitschrift. Illustrierte Monatschrift für Bau und Konstruktion. Herausgeber: Heinr. Tams, Kiel. Verlag: In Kommission, Otto Klemm, Leipzig. Erscheint monatlich. Oktav. Preis jährlich M. 3.—. (Besonders über Flugzeugmodelle.)

Meteorologische Studien im Schwedischen Hochgebirge. Von J. W. Sandström. Verlag: Wald. Zachrissons Boktryckeri A. B., Goteborg. Gr. Oktav. 48 Seiten mit 20 Textabbildungen.

Über die Ablenkung des Windes infolge der Erddrehung und der Reibung. Von J. W. Sandström. Sonderabdruck aus dem »Arkiv för Matematik, Astronomi och Fysik«, Bd. 9, Nr. 31. Verlag: Almqvist & Wiksells Boktryckeri A. B., Upsala.



Zu Nr. 287314.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
FlugwissenGeschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)Fernsprecher:
Ami Steinplatz Nr. 6001.Bericht über die Vorstandssitzung am Sonntag, den 30. April,
vormittags 10 Uhr, im Hotel Adlon in Berlin.

Nachdem nach einer so langen Pause das dringende Bedürfnis vorlag, die Herren des Vorstandes — nach den zurzeit gegebenen Möglichkeiten — wieder zu vereinigen, wurde der äußere Anlaß hierzu durch den Tod des bisherigen Geschäftsführers, Herrn Paul Béjeuhr, und der dadurch erforderlich gewordenen Neuregelung der Tätigkeit bei der Geschäftsstelle gegeben.

Die verhältnismäßig große Anzahl der Erschienenen, unter ihnen die Herren Vertreter des Kriegsministeriums, des Ministeriums der Öffentlichen Arbeiten, des Reichs-Postamts und der Inspektion der Fliegertruppen, bewiesen in höchst erfreulicher Weise, in wie hohem Maße das der Gesellschaft entgegengebrachte Interesse auf allen Seiten vorhanden ist.

Ein die Sitzung einleitender, von vorzüglichen Lichtbildern begleiteter Vortrag des Herrn Professor Dr.-Ing. Bendemann, zurzeit als Hauptmann bei der Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen in Adlershof tätig, über »die Entwicklung der Flugtechnik im Kriege«, dessen Abhaltung durch das gütige Entgegenkommen des Kriegsministeriums ermöglicht wurde, eröffnete einen Einblick in die geradezu staunenswerten und in diesem Umfang nicht vorauszusehenden Fortschritte, die der gewaltige Krieg durch das Anspannen aller Kräfte dem Flugwesen gebracht hat. Es wird uns — wiederum durch das Entgegenkommen dieser hohen Behörde, die sich bereit erklärt hat, die verwendeten Unterlagen versiegelt zur Aufbewahrung entgegenzunehmen — möglich sein, dieselben unseren Mitgliedern als einen Beitrag zur Geschichte der Flugtechnik nach Beendigung des Krieges durch Veröffentlichung in unseren Jahrbüchern zugänglich zu machen.

Die Sitzung brachte weiter einen Bericht des Vorsitzenden, Herrn Geheimrat Dr. v. Böttinger, Mitglied des Herrenhauses, über die Tätigkeit unserer Gesellschaft vor und während des Krieges, wie auch einen solchen über die finanzielle Lage, die sich als so günstig darstellte, daß sie die größten Hoffnungen auf recht ersprießliche Bearbeitung der durch den Krieg immer mehr ausgedehnten Arbeitsgebiete der Gesellschaft eröffnet.

Diese Ausführungen beleuchteten die ernste und erfolgreiche Arbeit der Gesellschaft und ihre erfreulich starke Inanspruchnahme durch die Behörden in der Zeit vor der Unterbrechung durch den Kriegsausbruch und bewiesen auch, daß die Arbeiten während der Kriegszeit in einem den Umständen nach möglichen Umfange aufrecht erhalten wurden; wir beabsichtigen, diese Ausführungen unseren Mitgliedern in einem besonderen Bericht zugehen zu lassen.

Bei Erörterung des Punktes der Tagesordnung »Ersatz für die wissenschaftliche Leitung der Geschäftsstelle« wurde beschlossen, die Besetzung dieses Postens bis zu einer späteren, in Aussicht genommenen Vorstandssitzung zu vertagen in der Erwartung, daß bis dahin eine geeignete Persönlichkeit gefunden werden würde. Hierbei ging der Vorsitzende nochmals besonders auf die Verdienste, die der so früh und plötzlich verstorbene Herr Béjeuhr um die Gesellschaft erworben hat, ein, rühmte seine nie ermüdende Schaffensfreudigkeit, seine liebenswürdige Persönlichkeit und sein großes Wissen, das er stets in den Dienst der Gesellschaft zu stellen bereit war. Der geschäftsführende Vorstand erbat und erhielt die Erlaubnis, die Dankeschuld der Gesellschaft der Witve gegenüber in Form einer Ehrengabe zum Ausdruck zu bringen.

Es wurden dann weiter die der Zeitschrift gegenwärtig durch die Zensur erwachsenden Schwierigkeiten erörtert. Dabei wurde allseitig eine Fortsetzung ihres Erscheinens befürwortet, das bisher trotz aller Erschwerungen mit der Ein-

schränkung auf ein monatlich einmaliges Erscheinen möglich gewesen ist; das große Interesse der Mitglieder hat sich durch die vielfachen Nachfragen und Nachbestellungen der Zeitschrift — auch ins Feld — erwiesen. Die Behörden sagten in dankenswerter Weise in Bezug auf die Freigabe des Stoffes das größtmögliche Entgegenkommen zu.

Unter dem Punkt »Verschiedenes« der Tagesordnung kam neben den zur Besprechung vorliegenden Anträgen die Erledigung einiger durch den Krieg unterbrochener Arbeiten, sowie die Fortsetzung des Jahrbuches zur Erörterung — auf dieses Material einzugehen, behalten wir gleichfalls dem schon erwähnten Bericht vor; dieser wird ferner Mitteilungen bringen über die mannigfachen Veränderungen und Verluste, die besonders auch der Dienst fürs Vaterland in den Reihen unserer Mitglieder gefordert hat.

Ein unter anderem eingebrachter Antrag auf Ermäßigung des Mitgliedsbeitrages fand unter der Begründung Ablehnung, daß sich eine solche Herabminderung, die zudem durch die Verträge mit unseren Verlegern nur bis zu einem gewissen Grade statthaft sein würde, mit Rücksicht auf die Deckung der laufenden Unkosten der Gesellschaft nicht als gerechtfertigt erscheinen lasse. Hierbei wurde hervorgehoben, daß den stetig sich vollziehenden Neu-Eintritten nur eine ganz geringe Anzahl von Austritten gegenübersteht, so daß trotz der sonstigen Verluste unsere Mitgliederzahl sich mit 413 ungefähr auf der Höhe der Friedenszeit erhalten konnte.

Was die Sitzung jedoch als wertvollstes Ergebnis zeitigte, war der von den Vorsitzenden eingebrachte und allseitig zustimmend begrüßte Vorschlag auf Abhaltung einer Ordentlichen Mitgliederversammlung im Herbst dieses Jahres. Geboren wurde dieser Vorschlag aus dem Gefühl heraus, daß bei einer so langen Kriegsdauer es unbedingt wünschenswert ist, allen Mitgliedern, die in so dankenswerter und uns mit Stolz erfüllender Treue in diesen schweren Zeiten zu uns gehalten haben, Gelegenheit zu geben, zusammen zu kommen, sich über die bisherige Tätigkeit der Gesellschaft und die für die Zukunft in Aussicht genommene zu unterrichten und die großen Erfahrungen und Erlebnisse dieser ungeheuren Zeit zu besprechen und auszutauschen.

Unserer Gesellschaft neue große Aufgaben zu stellen, hat es sich Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen höchst eigenhändig angelegen sein lassen in einem Schreiben, das er gelegentlich seiner durch den Dienst fürs Vaterland bedingten Verhinderung an der Teilnahme der Sitzung an unseren ersten Herrn Vorsitzenden zu richten die Gnade hatte, und das sein huldvolles Interesse an den Bestrebungen unserer Gesellschaft aufs neue erweist; wir werden nicht verfehlen, die in diesem Schreiben enthaltenen Anregungen unseren Mitgliedern anläßlich der Einladung zur O. M. V. zur Kenntnis zu bringen.

Einige wertvolle Vorträge, für deren Erlaubniserteilung zur Abhaltung wir wiederum auf das uns schon so häufig erwiesene Entgegenkommen der Behörden hoffen, sollen das Programm der Versammlung bereichern und anziehend gestalten.

Allen Anregungen, die uns aus unserem Mitgliederkreise schon jetzt in Hinsicht auf die in Aussicht genommene Sitzung etwa gegeben werden, sehen wir mit Interesse entgegen, und es wird uns mit besonderer Freude erfüllen, wenn auf diese Weise unsere Mitglieder selbst durch geäußerte Wünsche und Anträge an unseren Vorarbeiten tätigen Anteil nehmen werden.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
FREIGATHEN LEUTNANT A. D.,
FRIEDENAU-BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT
ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT F. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

F. ROMBERG
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSEN TECHNISCHEN
HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Dipl.-Ing. SEPPELER
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT,
ADLERSHOF

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

24. Juni 1916.

Heft 11 und 12.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagshandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet. Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagshandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: 'Vorreiter Berlin-Steglitz'.

INHALT:

Faustformeln für Flugzeugbewertung. Von A. Pröll, Hannover. S. 65.
Patentschau. S. 75.
Bücher-Besprechungen. S. 76.

Berichtigung. S. 76.
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 76.

Faustformeln für Flugzeugbewertung.

Von A. Pröll, Hannover.

Handelt es sich um die Erprobung einer größeren Zahl gleichartiger oder ähnlicher (Serien-)Flugzeuge, so pflegt man einem jeden gewisse Abnahmebedingungen vorzuschreiben, unter welchen eine Höhenstoppung mit vorgeschriebener Nutzlast und Betriebsstoff eine besonders wichtige Rolle spielt. Aus mancherlei Gründen ist es aber nicht immer möglich, jedes Flugzeug im vorgeschriebenen »Normalzustand« zu stoppen, auch haben Witterungsverhältnisse und endlich persönliche Eignung des Fliegers einen großen Einfluß auf das erreichte »Stoppresultat«.

Während man eigentlich nur den letztgenannten Faktor (und auch durchaus nicht immer mit Sicherheit) dadurch ausscheiden kann, daß man stets denselben Flieger steuern läßt, sollte die Einwirkung der anderen Faktoren durch eine Art von Bewertungs(Korrektur-)rechnung mit Rücksicht auf einen gewissen Normalzustand soweit als möglich eliminiert werden können. Da solche Vergleiche von ausgeführten Flügen nicht selten unter schwierigen Verhältnissen und von wissenschaftlich nicht geschulten Leuten durchzuführen sind, so empfiehlt es sich, kurze »Faustformeln« für solche Zwecke aufzustellen, die das Wesentliche des Vorganges festzulegen gestatten, wenn sie auch nicht alle (vielfach zudem schwer kontrollierbaren) Voraussetzungen berücksichtigen.

Der erzielte Genauigkeitsgrad genügt für die in Betracht kommenden Zwecke meist vollkommen.

Im Folgenden sind einige solcher Faustformeln mit Begründung und Beispielen angeführt.

Zur Aufstellung der Formeln sollen in allen Fällen Daten genügen, die ohne besondere Schwierigkeiten zu beschaffen

sind. Außer der Kenntnis des Apparatgewichtes sind nur Barometer und Stoppuhr erforderlich und eine Vorrichtung zur Messung der relativen Fluggeschwindigkeit, also etwa ein Morellsches Anemotachometer oder ein entsprechendes Staugerät. Anemotachometer stehen derzeit schon auf vielen Apparaten in Verwendung.¹⁾

I. Vergleich von Stoppungsergebnissen bei verschiedenen Nutzlasten, aber bei gleichen Apparaten und gleichartiger Wetterlage.

Es bedeuten

G_f das Gewicht des leeren Flugzeuges,
 G_n, G_m zwei verschiedene Nutzlasten (einschließlich Betriebsstoff), demgemäß
 $G = G_f + G_n, G_1 = G_f + G_m$ die Gesamtgewichte,
 F Tragflächenareal,
 v Fahrgeschwindigkeit in der Flugbahn,
 β, β_1 Steigungswinkel der Flugbahn in den beiden Fällen,
 t, t_1 Stoppzeiten für eine gegebene (nicht zu große) Höhe, etwa 1000 oder 500 m,
 v_v, v_{v_1} die vertikalen Steiggeschwindigkeiten;

¹⁾ Es ist wohl zu beachten, daß die Angaben aller dieser Geschwindigkeitsmesser (sowohl Anemotachometer als Staugeräte etc.) vom spezifischen Gewicht der Luft abhängig sind, also im Allgemeinen erst durch Vermittlung von Reduktionstabellen oder Kurven brauchbar gemacht werden müssen. Auch spielt die Anbringungsweise der Geräte (an Streben oder Kabeln) zwischen oder über den Tragflächen eine große Rolle. Für Vergleichsversuche, wobei es vielfach auf Einhaltung einer bestimmten Geschwindigkeit ankommt, sind jedoch diese Umstände weniger von Belang.

Es ist dann

$$v_s = v \sin \beta = \frac{h}{t}, \quad v_{s1} = v \sin \beta_1 = \frac{h}{t_1} \quad \dots (1),$$

wobei die im allgemeinen genügend zutreffende Voraussetzung gemacht wurde, daß die Fluggeschwindigkeit v nicht merklich geändert wird¹⁾ durch die immerhin verhältnismäßig geringe Änderung des Gesamtgewichtes von G auf G_1 . Ist dann noch $Z \cos \delta$ die in die Bewegungsrichtung fallende Propellerzugkraft (im allgemeinen fällt nämlich die Richtung von Z nicht mit der Schwerpunktsbahn zusammen), so kann auch dieser Wert selbst bei verschiedenem δ in beiden Fällen als annähernd gleich angenommen werden, und es ist dann (Fig. 1)

$$Z \cos \delta = W_x + W_t + G \sin \beta = W_x + W_{t1} + G_1 \sin \beta_1 \quad (2)$$

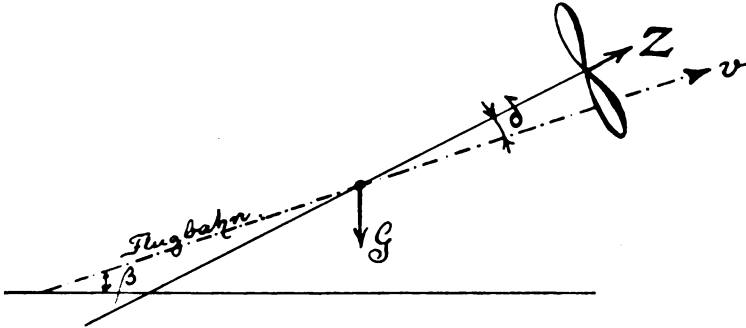


Fig. 1.

wobei W_x den schädlichen Widerstand der nicht tragenden Teile (Rumpf, Fahrgestell etc.) darstellt, der wegen des gleichen v sich nicht wesentlich ändert; dagegen ist der Widerstand W_t, W_{t1} der Tragflächen mit dem in beiden Fällen verschiedenen Anstellwinkel α selbst veränderlich.

Es ist nun nach einer bekannten Formel der Widerstand

$$W_t = \frac{\gamma}{g} \zeta_w F v^2 \quad \dots (3)$$

andererseits ist der Auftrieb bei der flachen Flugbahn dem Gewichte gleich

$$G = \frac{\gamma}{g} \zeta_A F v^2 \quad \dots (4)$$

und

$$\left. \begin{aligned} W_t &= \left(\frac{\zeta_w}{\zeta_A} \right) G \\ W_{t1} &= \left(\frac{\zeta_{w1}}{\zeta_{A1}} \right) G_1 \end{aligned} \right\} \dots (5)$$

wobei das Verhältnis

$$\frac{\zeta_w}{\zeta_A} = \varepsilon \quad \dots (6)$$

als die Gleitzahl der Tragflächen bekannt ist.

Es ist dann nach Gleichung (2)

$$G \varepsilon + G \sin \beta = G_1 \varepsilon_1 + G_1 \sin \beta_1,$$

woraus

$$\frac{\sin \beta_1}{\sin \beta} = \frac{G}{G_1} - \frac{G_1 \varepsilon_1 - G \varepsilon}{G_1 \sin \beta} \quad \dots (7)$$

Ersetzt man noch die Winkelfunktionen $\sin \beta$ durch $\frac{h}{tv}$ bzw. $\sin \beta_1 = \frac{h}{t_1 v}$, so folgt

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{(G_1 \varepsilon_1 - G \varepsilon) t v}{G_1 h} \quad \dots (8)$$

¹⁾ Diese Voraussetzung braucht an sich nicht immer erfüllt zu sein. Sie hängt von verschiedenen Umständen ab, hauptsächlich von der Wahl des richtigen Propellers (charakterist. Kurven!) in bezug auf das Flugzeug, dann auch von der Geschicklichkeit des Fliegers, immer den höchsten Leistungsüberschuß des Motors für das Steigen auszunützen. Indessen genügt für eine »Faustformel« die gewöhnlich zutreffende Voraussetzung, welche die Verhältnisse recht einfach erscheinen läßt. Siehe auch S. 70 ff.

Hier setzt nun die »Faustformel« ein, um eine Schwierigkeit zu überwinden. Es handelt sich nämlich um die Einführung einfachster gangbarer Werte für die Gleitzahl $\varepsilon = \frac{\zeta_w}{\zeta_A}$.

Betrachten wir dazu die Eiffelschen Diagramme des Verhältnisses $\left(\frac{k_x}{k_y} \right)$, was dasselbe darstellt wie $\varepsilon = \frac{\zeta_w}{\zeta_A}$, so zeigen alle im wesentlichen die Gestalt der Kurven 1 oder 2 in Fig. 2 mit einem meist ziemlich flachen Minimum bei 6° bis 8° und darauffolgendem nahezu proportionalen (geradlinigen) Ansteigen mit α (Fig. 2).¹⁾

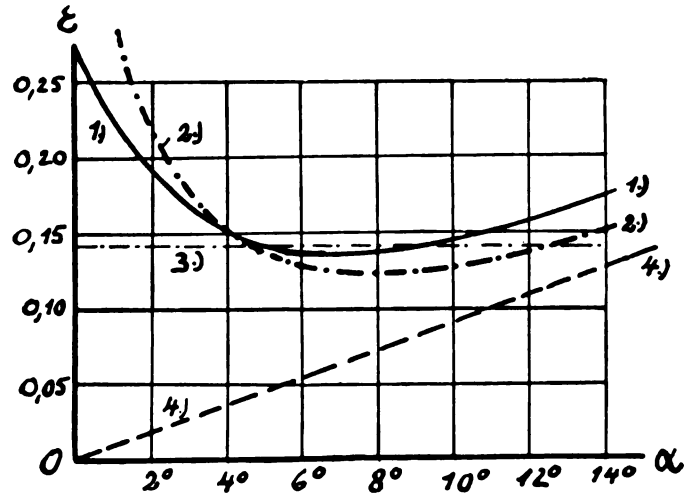


Fig. 2.

Wir können demnach zwei vereinfachte Annahmen eintreten lassen mit Rücksicht darauf, daß sich der Anstellwinkel für nicht allzu starke Belastungsänderungen in den Grenzen 4° bis 12° halten wird.

1. $\varepsilon = \frac{\zeta_w}{\zeta_A} = \text{const}$ (Fig. 2 mittlere strichpunktierete Gerade 3),
2. $\frac{\zeta_w}{\zeta_A} = p\alpha + \frac{b}{\alpha}$ (Fig. 2 Hyperbel 2),

entsprechend einem hyperbolischen Verlauf, der die Verhältnisse etwas besser wiedergibt. Dabei ist 2b der Widerstandskoeffizient für den Auftrieb 0 entsprechend den Versuchskurven.²⁾ Dadurch entstehen zwei verschiedene Faustformeln, von denen je nach der Art der Tragflächen oder des Flugzeuges, endlich des Anstellwinkels α mehr die eine oder die andere in Betracht kommen wird.

1. $\frac{\zeta_w}{\zeta_A} = \text{const}$ ist die einfachste und für gewöhnlich auch ausreichende Annahme.

Die Untersuchung der Eiffelschen Kurven für verschiedene Profile zeigt, daß zwischen 4° und 12° Schwankungen dieser Gleitzahl ε eintreten können von 0,07 bis 0,18, daß aber als guter Mittelwert

$$\varepsilon = 0,13 \quad \dots (9)$$

gesetzt werden kann.

¹⁾ Kurve 1 in Fig. 2 entspricht nach Föppl'schen Versuchen einer gekrümmten Platte vom Seitenverhältnis 90 x 15 mm und der Wölbung 1/7 (nach Martienssen, Gesetz des Wasser- und Luftwiderstandes, Fig. 46).

²⁾ In dem Aufsatz: »Leistungsfähigkeit und Einteilung der Flugzeuge« (Z. f. Flugt. u. Motorluftsch. 1914, S. 297), setzt Rau

$$\begin{aligned} \zeta_A &= 2 \sin \alpha \cos^2 \alpha, \\ \zeta_w &= 2 \sin^2 \alpha \cos \alpha, \end{aligned}$$

somit $\frac{\zeta_w}{\zeta_A} = \text{tg } \alpha \sim \alpha$. Dies würde in Fig. 2 für ε eine Gerade unter 45° durch den Koordinatenanfangspunkt ergeben, die jedenfalls erst für größere Winkel α angenähert richtige Ergebnisse liefert.

Demnach erhalten wir aus Gleichung (8)

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{G_1 - G}{G_1 h} t v \varepsilon = \frac{G}{G_1} \left(1 - \frac{g t v \varepsilon}{G h} \right) \quad (10)$$

wenn $G_1 - G = g$ (Mehrbelastung) gesetzt wird.

2. $\frac{\zeta_w}{\zeta_A} = p a + \frac{b}{a}$ empfiehlt sich, für weitere Untersuchungen zugrunde zu legen.

In diesem Falle ist

$$W_t = p G a + G \frac{b}{a}$$

Fügen wir noch die vielfach gemachte Annahme hinzu

$$\text{Auftrieb} = G = k_0 \alpha F v^2 \quad (11)$$

mit einem Widerstandskoeffizienten k_0 , so folgt

$$\left. \begin{aligned} a &= \frac{G}{k_0 F v^2} \\ a_1 &= \frac{G_1}{k_0 F v^2} \end{aligned} \right\} \quad (11a)$$

und es wird

$$W_t = \frac{p G^2}{k_0 F v^2} + b k_0 F v^2; \quad W_u = \frac{p G_1^2}{k_0 F v^2} + b k_0 F v^2$$

Es enthält somit auch der Tragflächenwiderstand einen konstanten Anteil $b k_0 F v^2$, der dann in der Gleichung (8) ebenso wie früher W_x wegfällt. Es wird dann aus (8)

$$\begin{aligned} \frac{t}{t_1} &= \frac{G}{G_1} - \frac{(G_1^2 - G^2) t v}{\left(\frac{k_0}{p}\right) G_1 F v^2 h} = \frac{G}{G_1} - \frac{g \left(1 + \frac{G}{G_1}\right) t}{k F v h} \\ &= \frac{G}{G_1} \left[1 - \frac{g t \left(1 + \frac{G}{G_1}\right)}{k F v h} \right] \quad (12) \end{aligned}$$

wenn wir hierin noch

$$\frac{k_0}{p} = k \quad (13)$$

als eine dem Flugzeugtyp eigentümliche Konstante ansehen. Anstatt nun von vorneherein bestimmte Zahlenwerte für ε in Formel (10) oder für k in Formel (12) einzusetzen, empfiehlt es sich und entspricht auch mehr dem Wesen der ganzen Rechnung, diese Zahlenwerte für jeden Flugzeugtyp durch den Versuch festzulegen. Hierzu sind zwei Stopnungen mit verschiedenen Gewichten G und G_1 unter sonst gleichen Verhältnissen, insbesondere gleicher Geschwindigkeit, erforderlich.

Andererseits ist bei gegebenen Profilauftriebskurven (etwa nach Föppl'schen oder Eiffel'schen Versuchen) der Koeffizient k_0 für Gleichung (11) sofort zu berechnen; es ist der Auftrieb

$$A = k_0 \alpha F v^2 = 1,1 \zeta_A \frac{\gamma}{g} F v^2,$$

somit

$$k_0 = \frac{1,1 \zeta_A \frac{\gamma}{g}}{\alpha} \quad (14)$$

wobei α im Bogenmaß und der Faktor 1,1 (nach Eiffel) wegen der absoluten Größe der Tragflächen bei Übertragung von den Modellversuchswerten für ζ_A einzuführen ist. Bei den üblichen Profilen kann nach R a u

$$\zeta_A = 2 \sin \alpha \cos^2 \alpha \sim 2 \alpha, \text{ also } \frac{\zeta_A}{\alpha} \sim 2 \text{ und mit } \frac{\gamma}{g} = \frac{1}{8} \\ k_0 \sim 0,3 \quad (14a)$$

gesetzt werden. Bei empirischer Bestimmung durch je zwei Stopnungen mit verschiedenem Gewicht zeigt sich nun fast in allen Fällen, daß nach Formel (12) $k = \frac{k_0}{p}$ zwischen 0,5 und 0,6 liegt, also jedenfalls größer als k_0 ist.

Demnach wäre p stets < 1 und etwa zwischen 0,6 und 0,5 gelegen, was mit dem allgemeinen Verlauf der ε -Kurve ganz gut übereinstimmt.¹⁾

Beispiel. Mit einem Doppeldecker (Typ engl. Cuddy-Flugzeug) von $G_1 = 1200$ kg vollem Gewicht (einschl. Benzin und Ballast) wird in $t = 5$ Minuten $10'' = 310$ Sek. eine Höhe von $h = 500$ m erreicht.

Nach Wegnahme von $g = 100$ kg Ballast verkürzt sich die Stoppzeit auf $t = 4$ Minuten $= 240''$, während die Fahrgeschwindigkeit in beiden Fällen $v = 23$ m/sek beträgt. Das

¹⁾ Legen wir dagegen des Vergleiches wegen die Annahme 1) $\varepsilon = \text{konst}$ zu grunde, setzen aber auch hier $\varepsilon = \alpha$ und führen zugleich

$$\alpha = \frac{G}{\left(\frac{k}{p}\right) F v^2} = \frac{G}{k F v^2}$$

ein, so erhalten wir aus Gleichung (10)

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} \left(1 - \frac{g t}{k F v h} \right) \quad (10a)$$

wobei allerdings K jetzt veränderlich ist. Berechnet man aber nach dieser Formel aus zwei Stopnungen einen Mittelwert von h , so ist dieser etwa halb so groß als aus Formel (12) hervorgeht, weil dort der Faktor $1 + \frac{G}{G_1} \sim 2$ im Zähler noch hinzutritt.

Nach Annahme 1) ist die ε -Kurve eine horizontale Gerade, mit Annahme 2) paßt sich ε dagegen im weiteren Verlauf asymptotisch der Geraden $\varepsilon = p a$ an.

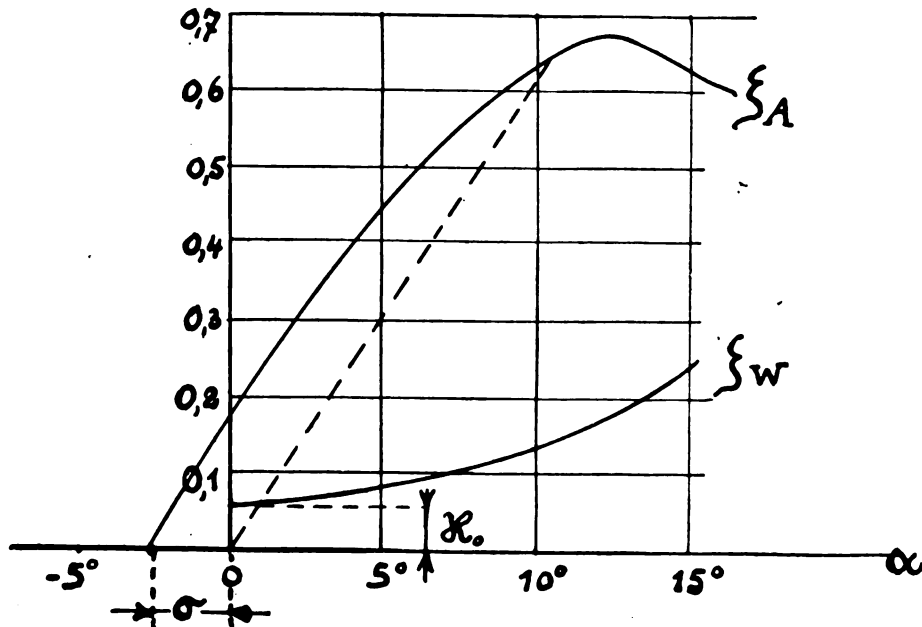


Fig. 3.

Tragflächenareal ist 45 m². Wie hoch ist ε zu bemessen? Es ist nach Gleichung (10)

$$\frac{240}{310} = \frac{1100}{1200} \left(1 - \frac{100 \cdot 241 \cdot 23}{1100 \cdot 500} \varepsilon \right),$$

woraus ε = 0,149 folgt. Rechnet man aber nach Gleichung (12), so ergibt sich $k = \frac{k_0}{p} = 0,6$.

Danach ist also p = 0,5, und damit sowie mit dem eben gefundenen mittleren Werte von ε läßt sich ganz gut schon die ε-Kurve für die Flugzeugtragflächen bestimmen¹⁾ (maßstäblich die Kurve z in Fig. 2), indem ε = 0,149 = const für das flache Minimum als Mittelwert angenommen wird, während ε = $\frac{1}{2} \alpha$ die Asymptote für den weiteren Verlauf bildet.

Mit ε oder k kann dann die Stoppzeit bei jedem andern Gewicht berechnet werden.

Es wäre nun noch zu untersuchen, wie die zwecks einfacherer Rechnung gemachte Annahme

$$\varepsilon = p \alpha + \frac{b}{\alpha}$$

mit den durch Versuche festgestellten Werten von ζ_A und ζ_w in Einklang zu bringen ist. Der Verlauf derartiger Versuchskurven ist (nach Föppls Versuchen) durch Fig. 3 (S. 67) gegeben. Es tritt dabei die bekannte Erscheinung auf, daß für α = 0 noch ein erheblicher Auftrieb vorhanden ist, der erst bei einem negativen Anstellwinkel σ verschwindet. Man kann demnach setzen (für kleine Anstellwinkel α bis ca. 9°)

$$\left. \begin{aligned} \zeta^A &= K_1 (\alpha + \sigma) \\ \zeta^w &= K_0 + K_2 \alpha^2 \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (15)$$

(im Einklang mit den von Föppl angegebenen Formeln).²⁾

Danach ist dann

$$\varepsilon = \frac{\zeta^w}{\zeta^A} = \frac{K_2}{K_1 \left(1 + \frac{\sigma}{\alpha} \right)} \alpha + \frac{K_0}{K_1 \left(1 + \frac{\sigma}{\alpha} \right)} \cdot \frac{1}{\alpha} \dots (16)$$

Durch Vergleich ergeben sich somit unsere Koeffizienten

$$p = \frac{K_2}{K_1 \left(1 + \frac{\sigma}{\alpha} \right)}, \quad b = \frac{K_0}{K_1 \left(1 + \frac{\sigma}{\alpha} \right)} \dots (17)$$

die also tatsächlich nicht konstant sind, sondern mit α in allerdings nur geringem Maße zunehmen. Für eine der Föpplschen Kurven findet man z. B.

$$\sigma = 3^0, \quad K_1 = 2,5, \quad K_0 = 0,03, \quad K_2 = 1,5,$$

somit wird für

$$\left. \begin{aligned} \alpha = 6^0, \quad p = 0,4, \quad b = 0,008, \\ \alpha = 9^0, \quad p = 0,45, \quad b = 0,009. \end{aligned} \right.$$

Es kann demnach die für ε gemachte Annahme als brauchbare Annäherung gelten.

Wir untersuchen schließlich noch, inwieweit der Umstand, daß die Schraubenachse im allgemeinen schief zur Flugbahn liegt («Hängen» des Rumpfes, α δ Fig. 4), das Ergebnis der Rechnung beeinflusst. Der Anstellwinkel α ist dann = λ + δ, wo λ der Einstellwinkel der Tragflächen ist.

¹⁾ Auch für das ganze Flugzeug kann eine ähnliche Kurve ermittelt werden. Dann ist aber die »Gleitzahl«

$$\begin{aligned} &= \frac{W_x + W_t}{G} = \frac{\text{Gesamtwiderstand}}{\text{Auftrieb}} \\ &= \frac{\frac{\gamma}{g} f v^2 + \zeta^w \frac{\gamma}{g} F v^2}{\zeta^A \frac{\gamma}{g} F v^2} = \frac{\zeta^f}{\zeta^A} + \frac{\zeta^w}{\zeta^A} \frac{f}{F}. \end{aligned}$$

Diese Gleitzahl liegt also höher als ε um den vom »schädlichen« Widerstand W_x herrührenden Betrag; dabei bedeutet ζ den Widerstandskoeffizienten ~ 0,6 der »äquivalenten schädlichen« Fläche (Rumpf, Fahrgestell usw.) f.

²⁾ Die Föpplschen Formeln finden sich im Jahrb. d. Motorluftsch.-Studien-Gesellsch. 1910/11.

Wir erhalten für die Kräftezerlegung in die Richtung der Geschwindigkeit v und senkrecht dazu die Gleichungen

$$\left. \begin{aligned} Z \cos \delta - G \sin \beta - W_x - W_t &= 0 \\ Z \sin \delta - G \cos \beta + A &= 0 \end{aligned} \right\} \dots (18)$$

Hierin ist der Auftrieb der großen Tragflächen

$$\begin{aligned} A &= 1,1 \frac{\gamma}{g} \zeta^A F v^2 = 1,1 \frac{\gamma}{g} K_1 (\alpha + \sigma) F v^2 \\ &= G \cos \beta - Z \sin \delta \sim G - Z \delta \dots (19) \end{aligned}$$

sofern die Winkel β und δ nur klein sind. Es ist weiter aus Gleichung (19)

$$\alpha = \frac{G - Z \delta}{1,1 \frac{\gamma}{g} K_1 F v^2} - \sigma$$

und damit

$$\begin{aligned} W_t &= \zeta^w \frac{\gamma}{g} F v^2 = (K_0 + K_2 \sigma^2) \frac{\gamma}{g} F v^2 \\ &+ \left(\frac{K_2}{1,2 K_1^2 \frac{\gamma}{g}} \right) \frac{(G - Z \delta)^2}{F v^2} - 2 \left(\frac{K_2}{1,1 K_1} \right) (G - Z \delta) \sigma \\ &= W_0 + \frac{(G - Z \delta)^2}{k F v^2} - k_1 \sigma (G - Z \delta) \dots (20) \end{aligned}$$

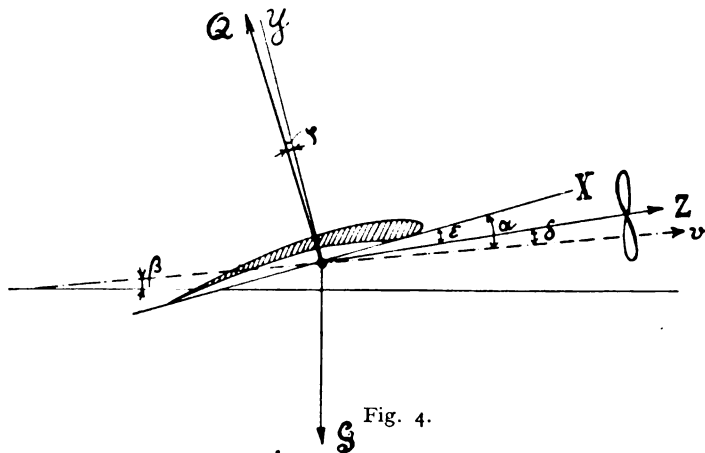


Fig. 4.

W₀ ist hierin ein vom Gewicht unabhängiger Widerstand, der mit W_x in Gleichung (18) vereinigt werden kann und bei der weiteren Rechnung, wie schon oben besprochen, wegfällt.

Aus Gleichung (20) folgt dann mit den vorhin angegebenen Werten

$$W_t = W_0 + \frac{(G - Z \delta)^2}{0,62 F v^2} - 1,1 \sigma (G - Z \delta) \dots (20a)$$

Die Koeffizienten k und k₁ sind durch die Gleichung (20) definiert. k₁ ist nahezu ~ 1, k hat dieselbe Bedeutung wie früher, somit ist

$$\begin{aligned} Z \cos \delta &\sim Z = (W_0 + W_x) \\ &+ \frac{(G - Z \delta)^2}{k \cdot F v^2} - k_1 \sigma (G - Z \delta) + G \sin \beta \dots (21) \end{aligned}$$

Für die Belastung G₁ steigt der Apparat unter dem α β₁, und der Winkel der Schraubenachse zur Bahn sei jetzt δ₁, also

$$\alpha_1 = \lambda + \delta_1,$$

dann bekommt man aus ähnlichen Betrachtungen wie oben

$$\begin{aligned} \frac{t}{t_1} &= \frac{G}{G_1} - \frac{t}{k F v h} \left\{ \eta \left(1 + \frac{G}{G_1} \right) - 2 Z \delta_1 \left(1 - \frac{G \delta}{G_1 \delta_1} \right) + G_1^2 (\delta_1^2 - \delta^2) \right\} \\ &+ \frac{\sigma k_1 t v [\eta - Z (\delta_1 - \delta)]}{G_1 h} \dots (22) \end{aligned}$$

Wegen der Kleinheit der Korrekturglieder darf man stets setzen δ ~ δ₁ und hat dann

$$\begin{aligned} \frac{t}{t_1} &= \frac{G}{G_1} - \frac{t}{k F v h} \left\{ \eta \left(1 + \frac{G}{G_1} \right) - 2 Z \delta \left(1 - \frac{G}{G_1} \right) \right\} \\ &+ \frac{(\sigma - k_1) t v \eta}{G_1 h} \dots (23) \end{aligned}$$

In dieser Formel ist Z und δ abzuschätzen.

Im vorigen Beispiel sei $Z = 250$ kg (Propellerzug in Fahrt),

$$\delta = 3^0 \approx \frac{1}{20},$$

dann ist der Wert des Ausdruckes in der geschwungenen Klammer

$$\left\{ 191,5 - \frac{500}{20} (1 - 0,915) \right\} = 191,5 - 2,1 = 189,4.$$

Diese Korrektur beträgt also nur etwa 1⁰/₁₀ und darf daher ohne weiteres außer acht gelassen werden. Dagegen ist das letzte Glied mit σ unter Umständen von erheblichem Einfluß. Nehmen wir an, es sei σ nur $3^0 \approx \frac{1}{20}$, so berechnet sich k wie folgt

$$\begin{aligned} \frac{240}{310} &= 0,917 - \frac{240 \cdot 191,7}{500 k \cdot 45 \cdot 23} + \frac{\frac{1}{20} \cdot 240 \cdot 23 \cdot 100}{1200 \cdot 500} \\ &= 0,917 - \frac{0,089}{k} + 0,046, \\ k &= 0,475. \end{aligned}$$

es ist also erheblich kleiner als der früher gefundene Wert 0,595. Dieser letztere bezieht sich augenscheinlich auf eine angenommene Auftriebskurve (gestrichelt in Fig. 3), während der kleinere Wert der wirklichen Kurve besser entspricht. Danach wäre dann auch p in Gleichung 12 zu verbessern in $p = 0,63$, wonach die Kurve Fig. 2 einen steileren Verlauf erhalte.

Diese dem ursprünglichen Zweck unserer »Faustformeln« gewiß nicht angemessene Verschärfung sollte nur beweisen, daß der Einfluß des »Hängens« der Apparachse ganz unwesentlich ist, ebenso wie auch der Steigwinkel β der Flugbahn die Auftriebsformel nicht wesentlich ändert gegenüber Horizontalflug. Dagegen dürfte die Berücksichtigung des Winkels σ und seine Bestimmung durch drei oder mehrere Stoppongen bei verschiedenem Apparatgewicht fast stets notwendig werden.

Nicht ohne Interesse ist auch die Frage nach dem Gewicht, welches vom Flugzeug unter gleichen Umständen wie bisher überhaupt im Horizontalflug noch getragen werden kann. Dieses Gewicht G_0 , bei dem gerade ein Ansteigen nicht mehr möglich ist, findet man, wenn $t_1 = \infty$ gesetzt wird. Nach Gleichung (10a) ist dann

$$g_0 = \frac{G h}{t v \varepsilon} \text{ und } G_0 = G \left(1 + \frac{h}{t v \varepsilon} \right) \dots (24)$$

nach Gleichung (12)

$$g_0 = \frac{k F v h}{t \left(1 - \frac{G_0}{G} \right)} \dots (25)$$

worin $\frac{G_0}{G}$ am besten erst anzunehmen und dann durch eine Korrekturrechnung zu berichtigen ist.¹⁾

Im Beispiel 1 wäre nach (24)

$$g_0 = 665 \text{ kg, somit } G_0 = 1765 \text{ kg,}$$

nach Formel (25) dagegen mit $k = 0,595$ und anfänglicher Annahme $G_0 = 1600$ kg, genauer $G_0 = 1630$ kg.

In diesem Falle führen die Formeln zu erheblichen Widersprüchen, was auch nicht zu verwundern ist, da durch die weite Extrapolierung der Anwendungsbereich der Faustformeln stark überschritten ist.

Immerhin verdient hier das zweite Ergebnis (nach Formel (12a) den Vorzug, da bei den jetzt für den Flug erforderlichen großen Anstellwinkeln α die zweite Form (Pro-

¹⁾ Durch direkte Ableitung aus Gl. (12) erhält man auch

$$G_0^2 = G^2 + G \frac{k F v h}{t},$$

somit

$$G_0 = G \sqrt{1 + \frac{k F v h}{G t}}$$

und in Beispiel 1 mit $k = 0,595$ $G_0 = 1640$ kg.

portionalität mit α) den Verhältnissen weit eher entspricht als die Annahme $\varepsilon = \text{const.}$

Es sind zu der vorhergehenden Rechnung noch einige allgemeine Betrachtungen hinzuzufügen, welche die Berechtigung der gemachten Voraussetzungen erläutern sollen. Über die Verhältnisse beim ansteigenden Flug gewinnt man die beste Übersicht durch die »charakteristischen Kurven« für das Flugzeug einerseits, Motor und Propeller andererseits. Solche Kurven sind wiederholt aufgestellt worden, zuerst wohl von G. König.¹⁾ Für das Flugzeug erhält man die Charakteristik aus der Arbeitsgleichung für Horizontalflug: Notwendige Leistung

$$75 N_0 = W_x v + W_t v = A v^3 + \frac{G^2}{k F v} \dots (26)$$

sofern $W_x = A v^2$ mit einer Konstanten A und $W_t = G a = \frac{G^2}{k F v^2}$ nach Gleichung (11) gesetzt wird.

In der Fig. 5 sind die zwei Teilkurven eingetragen und ihre Summenkurve $75 N_0 \equiv F$.

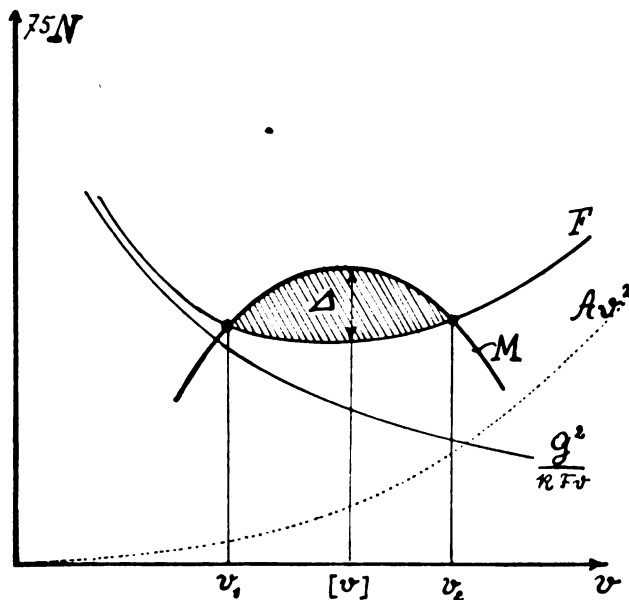


Fig. 5.

Über diese wird dann die Motorpropellerlinie $\equiv M$ gezeichnet; aus der Differenz beider Kurven F und M kann dann bekanntlich für jede Fahrgeschwindigkeit v sofort die Steiggeschwindigkeit v_s entnommen werden, da diese Differenz

$$\Delta = G v \sin \beta = G v_s$$

darstellt, somit

$$v_s = \frac{\Delta}{G} \dots (27)$$

Die beste Steiggeschwindigkeit bekommt man daher für die Geschwindigkeit (v), bei der Δ am größten ist. In allen vorherigen Betrachtungen wurde stets angenommen, daß diese jeweils beste Steiggeschwindigkeit durch die Geschicklichkeit der Piloten eingestellt wurde. Denn es kann »theoretisch« in dem ganzen, durch Schraffur angedeuteten Bereich gestiegen werden mit Fahrgeschwindigkeiten von v_1 an (große Anstellwinkel, stark angezogene Steuer) bis v_2 (kleiner Anstellwinkel, Vordrücken des Steuers).²⁾

¹⁾ G. König, Zugkraftdiagramme von Flugzeugen — diese Zeitschr. 1911, S. 301; vgl. auch noch den Aufsatz von Betz (Z. f. Flugt. u. Motorluftsch. 1912, S. 80).

²⁾ Praktisch ist allerdings ein Flug in dem Bereich kleiner Fluggeschwindigkeiten (von v_1 bis $[v]$) nicht leicht durchführbar; der Flugzustand ist labil und die Steuerbetätigung eine der normalen gerade entgegengesetzte (vgl. v. Sanden-Painléve, diese Zeitschr. 1910, S. 269 u. f., G. König, a. a. O.). — Indessen ist besonders von französischen Autoren versucht worden, diese Art des Fluges (»second régime«) wegen gewisser besonderer Vorteile für Start und Landung in einzelnen Fällen einzuführen, zu welchem Zweck sogar besondere Steuervorrichtungen vorgeschlagen wurden. Vgl. Technique aéronautique 1913, p. 101.

Beide Extreme sind für das Steigen ungünstig, soferne das Verhältnis von Flugzeug- und Motorpropellercharakteristik ein der Figur entsprechendes, also normales und günstiges ist, das heißt, wenn das Maximum der *M*-Kurve über Minimum der *F*-Kurve fällt. In Fig. 5 sind z. B. die Charakteristiken *M* und *F* für die Verhältnisse des Beispiels 1 gezeichnet.

Wird nun das Gewicht *G* des Apparates erhöht auf *G*₁, so hebt und verschiebt sich die Teilkurve $\frac{G^2}{k F v}$ und damit *F* selbst; die verfügbare Differenz Δ_1 wird kleiner, und wegen Vergrößerung von *G* in *G*₁ verringert sich natürlich $v_{s1} = \frac{\Delta_1}{G_1}$ noch mehr. Wie der Augenschein (Fig. 5) lehrt, tritt aber das Maximum von v_{s1} wiederum nahezu bei der gleichen Geschwindigkeit auf mit geringen Schwankungen, die sich je nach der gegenseitigen Lage der Kurven [*v*] bald nach rechts, bald nach links einstellen. Für die »Faustformel« war daher die Annahme konstanter Fahrgeschwindigkeit *v* durchaus berechtigt. Andererseits ist zu erkennen, daß bei ungleicher Fahrgeschwindigkeit, d. h. also dann, wenn der Flieger nicht jedesmal dieselbe Ordinate der *F*-Kurve einhält, sehr beträchtliche Verschiedenheiten in den erreichten Stoppzeiten vorkommen, die dann natürlich jede Berechnung als zwecklos erscheinen lassen. Besonders auffallend wird dies bei steiler *M*-Kurve mit »scharfem« Maximum, während die *F*-Kurve meist ein sehr flaches Minimum besitzt.

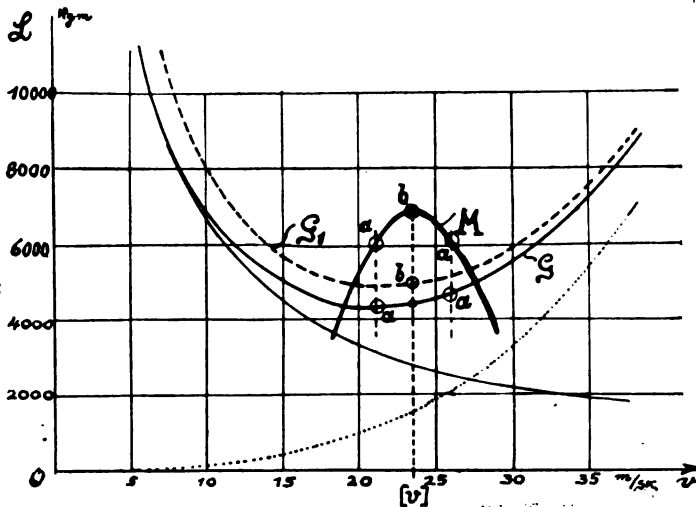


Fig. 6.

Es kann nun infolge Ungeschicklichkeit des Piloten vorkommen, daß mit der geringen Belastung und einer größeren (oder kleineren) als der günstigsten Geschwindigkeit geflogen wird (Punkte *a a*, Fig. 6), während mit der Belastung *G*₁ zufällig gerade die günstigste Geschwindigkeit (Ordinate *b b*) eingehalten wird. Der Erfolg wird sein, daß die Stoppzeiten dann nur sehr geringe Unterschiede aufweisen.

Die ganze bisherige Rechnung gilt daher nur für den Fall gleicher Geschwindigkeit, insbesondere ist eine einwandfreie Berechnung des Koeffizienten *k* nur unter dieser Bedingung nach Gleichung (12) möglich. Die Stoppungen sollen daher immer mit der gleichen, günstigsten Geschwindigkeit durchgeführt werden. Bei geringen Unterschieden in den Geschwindigkeiten bei den Vergleichsstoppungen läßt sich hingegen noch eine Korrekturrechnung durchführen.

Die effektiven Nutzleistungen (in kgm/sek) beim ansteigenden Flug seien *L* und *L*₁; dann ist

$$\left. \begin{aligned} L &= A v^3 + \frac{G^2}{k F v} + G v \sin \beta \\ L_1 &= A v_1^3 + \frac{G_1^2}{k F v_1} + G_1 v_1 \sin \beta_1 \end{aligned} \right\} \dots (28)$$

daraus folgt schließlich analog wie oben

$$\frac{t}{t_1} = \frac{\sin \beta_1}{\sin \beta} = \frac{G v}{G_1 v_1} - \frac{\frac{G^2}{v_1} - \frac{G^2}{v}}{v_1 G_1 k F \sin \beta} - A \frac{v_1^3 - v^3}{G_1 v_1 \sin \beta} + \frac{L_1 - L}{G_1 v_1 \sin \beta} \dots (29)$$

Die Geschwindigkeiten *v* und *v*₁ dürfen nur wenig verschieden sein, dann kann stets *v*₁ durch *v* ersetzt werden und nur die Differenz *v* - *v*₁ ist zu berücksichtigen, sowie die unter Umständen sehr erhebliche Differenz *L*₁ - *L*. Dann hat man

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{g \left(1 + \frac{G}{G_1}\right)}{k F v^2 \sin \beta} + \frac{3 A v^2 (v - v_1)}{G_1 v_1 \sin \beta} + \frac{L_1 - L}{G_1 v_1 \sin \beta} (30)$$

L und *L*₁ sind aber in diesem Falle schon die Schraubennutzleistungen und können daher aus der *M*-Kurve entnommen werden, für die ein parabolischer Verlauf angenommen werden kann.

Es sei *L*₁ die günstigste (Scheitel-)Ordinate dieser Kurve, dann kann gesetzt werden

$$L = L_1 - c(v - v_1)^2 \dots (31)$$

Weiter darf in der Nähe dieser günstigsten Ordinate angenommen werden (wie die Kurve zeigt)

$$\text{Widerstandsarbeit } A v_1^3 \approx \frac{1}{3} \text{ bis } \frac{1}{4} L_1,$$

somit

$$\frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} - \frac{g \left(1 + \frac{G}{G_1}\right) t}{k F v h} + \frac{[c(v - v_1)^2 + L_1 \left(\frac{v}{v_1} - 1\right)] t_1}{G_1 h} (32)$$

(soferne *v*₁ < *v*). In dem Korrekturglied auf der rechten Seite darf dann 75 η *N* (*N* Maximalleistung des Motors) für *L*₁ gesetzt werden.

Zur Bestimmung von *k* wäre in diesem Falle noch die Kenntnis von *c* nötig. Dazu brauchen wir eine dritte Stoppung mit anderem Gewichte *G*₂, so daß dann aus den zwei Gleichungen von der Form (32) sowohl *c* wie *k* berechnet werden kann.

Liegen beispielsweise die Verhältnisse der Fig. 4 (Beispiel 1) vor, so ist nach dem Verlauf der *M*-Kurve *L*₁ = 6800 kgm/sek und *c* ∞ 100 zu setzen.

Hätte nun bei der zweiten Stoppung (mit geringerer Last *G*) eine kleine Erhöhung der Fahrgeschwindigkeit von *v*₁ = 23 m/sek auf *v* = 23,4 m/sek stattgefunden, so stellt sich die Rechnung nach Gleichung (32) wie folgt:

$$\frac{t}{t_1} = \frac{241}{310} = \frac{1100}{1200} - \frac{191,6 \cdot 241}{k \cdot 45 \cdot 23,4 \cdot 500} + \frac{\left[100 \cdot 0,4^2 + 6800 \left(\frac{23,4}{23} - 1\right)\right] 310}{1200 \cdot 500}$$

wonach jetzt *k* = 0,42 folgt.

Man sieht, von welch großem Einfluß das Einhalten der richtigen »Scheitelgeschwindigkeit« (*v*) für die Berechnung der Größe des Koeffizienten *k* ist.

II. Einfluß der Motorleistung auf die Stoppungsergebnisse.

Nicht selten kommt es vor, daß in eine gegebene und bewährte Flugzeugtype ein neuer Motor von erheblich größerer Nutzleistung eingebaut werden soll, um damit bessere Steigzeiten zu erzielen (z. B. Ersatz von 100 PS-Motoren durch 120 oder gar 150 PS-Maschinen). Soferne dabei keine festigkeitstechnischen Bedenken obwalten, ist im allgemeinen ein solcher Ersatz (vielleicht nur mit geringen Änderungen zur Erhaltung der Längsstabilität) ohne weiteres durchführbar. Es fragt sich nur, ob man nicht von vorneherein den zu erwartenden Gewinn überschlagen und damit die Rentabilität der Änderung vorher überprüfen kann. Da für viele Zwecke eine gute Steigleistung besonders wünschenswert ist, so soll auch

hier wiederum die Zeit für das Ansteigen auf 500 oder 1000 m als Maßstab genommen werden.

Es sei wiederum

- G das Gewicht des Flugzeuges mit dem ersten Motor von N Pferdestärken,
- G_1 das Gewicht des Flugzeuges mit dem neuen Motor von N_1 Pferdestärken,
- F die Tragflächengröße mit dem Koeffizienten k ,
- v, v_1 die Fahrgeschwindigkeiten beim Steigen mit den beiden Motoren,
- β, β_1 die Anstiegswinkel der beiden Flugbahnen,
- h die Stoppungshöhe,
- t, t_1 die ermittelten Steigzeiten,
- η, η_1 die Schraubenwirkungsgrade der verwendeten Propeller.

Dann setzt sich die Leistung bei der Steigung zusammen aus der sekundlichen Arbeit zur Überwindung des schädlichen Widerstandes W_x , des Tragflächenwiderstandes W_t und der Hubleistung $G \sin \beta \cdot v$. Es ist also die Nutzleistung mit dem ersten Motor in kgm/sek

$$75 \eta N = W_x v + W_t v + G \sin \beta \cdot v \quad (1)$$

Hierbei kann man setzen [vgl. I, Gleichung (11)]

$$\left. \begin{aligned} W_x &= A v^2, \quad W_t = G \sin \alpha \approx G \alpha = \frac{G^2}{k F v^2} \\ v \sin \beta &= \frac{h}{t} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

Somit ist

$$75 \eta N = A v^3 + \frac{G^2}{k F v} + \frac{G h}{t} \quad (1a)$$

Mit dem neuen Motor hat man analog

$$75 \eta_1 N_1 = A v_1^3 + \frac{G_1^2}{k F v_1} + \frac{G_1 h}{t_1} \quad (1b)$$

Die unbekannte Konstante A des schädlichen Widerstandes W_x wird aus diesen Gleichungen eliminiert, worauf man erhält

$$75 \left(\frac{\eta_1 N_1}{v_1^3} - \frac{\eta N}{v^3} \right) = \frac{G_1^2}{k F v_1^4} - \frac{G^2}{k F v^4} + \frac{G_1 h}{t_1 v_1^3} - \frac{G h}{t v^3} \quad (3)$$

und hieraus ergibt sich schließlich nach einigem Umformen

$$\frac{1}{t_1} = \frac{1}{t} \left(\frac{G}{G_1} \right) \left(\frac{v_1}{v} \right)^3 + \frac{1}{k F h} \left(\frac{G^2 v_1^3}{G_1 v^4} - \frac{G_1}{v_1} \right) + \frac{75}{G_1 h} \left[\eta_1 N_1 - \eta N \left(\frac{v_1}{v} \right)^3 \right] \quad (4)$$

Setzt man in diesem ziemlich langen Ausdruck $N = N_1$, läßt also denselben Motor für beide Fälle gelten und daher auch $v = v_1, \eta = \eta_1$, so vereinfacht sich die Gleichung in

$$\frac{1}{t_1} = \frac{1}{t} \cdot \frac{G}{G_1} + \frac{1}{k F h} \left(\frac{G^2 - G_1^2}{G_1} \right) \quad (5)$$

und dies ist nichts anderes als Gleichung (12) (I), für die wir hier somit eine zweite Ableitung aufgestellt haben.

Die geforderten Leistungen N und N_1 werden nun nicht immer erreicht werden, wenn etwa unzuverlässige Propeller in Verwendung stehen, welche z. B. zu wenig Umdrehungen machen. In solchen Fällen sind die aus den Bremsproben zu entnehmenden wirklichen Motorleistungen in die Formel 4) einzusetzen.

Im allgemeinen soll aber die Gleichung (4) angewendet werden für die jeweils am besten entsprechenden Propeller.

Dann darf man aber in beiden Fällen einen gleich guten Wirkungsgrad, etwa $\eta = \eta_1 \approx 0,75$, voraussetzen, wodurch sich der letzte Summand der Gleichung (4) in

$$\frac{55}{G_1 h} \left[N_1 - N \left(\frac{v_1}{v} \right)^3 \right]$$

vereinfacht.

¹⁾ Diese Näherungsformel, welche der 2. Annahme im I. Teil entspricht, eignet sich hier für die Faustformel am besten.

Es entsteht nun weiter die Frage, welches die voraussehende neue Fahrgeschwindigkeit v_1 beim Steigen sein wird. Jedenfalls muß der Auftrieb in beiden Fällen genügen, und es sollen auch die als günstig sich einstellenden Tragflächenanstellwinkel α nicht wesentlich verändert werden.

Es kann dabei noch angenommen werden, daß die größere Leistung auch die größere Fahrgeschwindigkeit bedingt, und zwar nimmt die Leistung mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit zu, soferne der Anstellwinkel als konstant angenommen werden kann. Es ist dann $v_1^3 : v^3 = N_1 : N$, somit fällt das letzte Glied in Gleichung (21) überhaupt weg, und man erhält

$$\frac{1}{t_1} = \frac{1}{t} \frac{G N_1}{G_1 N} + \frac{1}{k F h} \left(\frac{G N_1}{G_1 N} \frac{G}{v} - \frac{G_1}{v_1} \right) \quad (6)$$

wofür angenähert

$$\frac{1}{t_1} = \frac{1}{t} \frac{G N_1}{G_1 N} + \frac{G}{k F h v} \left\{ \frac{G N_1}{G_1 N} - 1 \right\} \quad (6a)$$

Diese letzte vereinfachte Formel läßt sich noch handlicher schreiben

$$t_1 = t \frac{\frac{G_1 N}{G N_1}}{1 + \frac{G t}{k F h v} \left\{ 1 - \frac{G_1 N}{G N_1} \right\}}$$

oder angenähert

$$t_1 = t \frac{G_1 N}{G N_1} \left\{ 1 - \frac{G t}{k F h v} \left(1 - \frac{N G_1}{N_1 G} \right) \right\} \quad (7)$$

Beispiel. In einem Flugzeug von $F = 45 \text{ m}^2$ Tragfläche mit $\frac{k_0}{p} = k = 0,6$ und dem Gesamtgewicht von $G = 1170 \text{ kg}$ befindet sich ein 120 PS-Motor.

Bei einer Stoppung auf $h = 1000 \text{ m}$ wird die Zeit $t = 10' 50'' = 650''$ bei einer durchschnittlichen Fluggeschwindigkeit von $80 \text{ km/Std.} = 22,2 \text{ m/sek}$ festgestellt. Nach Einbau eines 150 PS-Motors und entsprechend erhöhter Nutzlast steigt das Gesamtgewicht um rund 100 kg auf $1270 \text{ kg} = G_1$. Die Fahrgeschwindigkeit im Steigen beträgt jetzt $86 \text{ km/Std.} = 24 \text{ m/sek}$. Welche Stoppzeit t_1 ist zu erwarten? Wirkungsgrad des Propellers η in beiden Fällen $= 0,75$.

Nach Formel (4) erhält man

$$\begin{aligned} \frac{1}{t_1} &= \frac{1}{650} \left\{ \frac{1170}{1270} \left(\frac{24}{22,2} \right)^3 \right\} \\ &+ \frac{1}{0,6 \cdot 45 \cdot 1000} \left\{ \left(\frac{1170}{1270} \right) \left(\frac{24}{22,2} \right)^3 \frac{1170}{22,2} - \frac{1270}{24} \right\} \\ &+ \frac{55}{1270 \cdot 000} \left\{ 150 - 120 \left(\frac{24}{22,2} \right)^3 \right\} = 0,00175 + 0,00027 \\ &+ 0,000044 = 0,002064, \end{aligned}$$

also

$$t_1 = 483'' = 8' 3''.$$

Ein Versuch zeigte in der Tat 8' Stoppdauer.

In unserem Falle gibt nun die vereinfachte Formel (7)

$$t_1 = 650 \frac{1270 \cdot 120}{1170 \cdot 150} \left\{ 1 - \frac{1170 \cdot 650}{0,6 \cdot 22,2 \cdot 45 \cdot 000} \left(1 - \frac{1270 \cdot 120}{1170 \cdot 150} \right) \right\} = 474'' = 7' 54''.$$

Man sieht, daß auch in der genaueren Formel das letzte Glied so klein ist, daß es vernachlässigt werden kann. Dann fällt auch die Frage des Propellerwirkungsgrades fort. Will man auch bei dieser Rechnung etwas genauer vorgehen und den Anstellwinkel σ (für den Einstellwinkel $\lambda = 0$, vgl. S. 68) heranziehen, so ist, wie man nach leichter Rechnung erkennt, noch ein Zusatzglied zu Gleichung (4) hinzuzufügen:

$$\begin{aligned} \frac{1}{t_1} &= \frac{1}{t} \left(\frac{G}{G_1} \right) \left(\frac{v_1}{v} \right)^3 + \frac{G \left[\left(\frac{v_1}{v} \right)^4 \frac{G}{G_1} - 1 \right]}{k_0 F h v G_1} \\ &+ \frac{75}{G_1 h} \left[\eta_1 N_1 - \eta N \left(\frac{v_1}{v} \right)^3 \right] - \frac{v_1 \sigma}{h G_1} \left\{ G_1 - \frac{v_1^2}{v^2} G \right\}. \quad (8) \end{aligned}$$

Bei Benutzung dieser Gleichungen sind natürlich die entsprechend korrigierten Werte k_0 und σ zu benutzen, deren Berechnung auf Seite 68 gezeigt wurde. Auch in dem Zusatzglied erhält man nach Einführen der Beziehung

$$r_1^3 : r^3 = N_1 : N$$

den Ausdruck

$$+ \frac{\sigma r}{h} \left(\sqrt[3]{\frac{N_1}{N}} - \frac{G N_1}{G_1 N} \right) \dots \dots \dots (9)$$

In unserm Beispiel würde übrigens die Einführung dieser Verschärfung das Resultat nicht wesentlich verändern.

Auch hier kann man sich an Hand der charakteristischen Kurven (Fig. 7) die Verhältnisse schnell klarmachen:

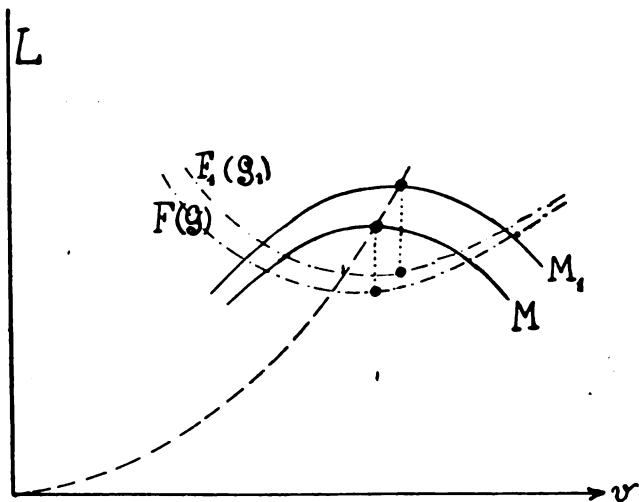


Fig. 7.

Wir haben die beiden verhältnismäßig sehr nahe zusammenliegenden Flugzeugkurven $F(G)$ und $F_1(G_1)$ (weil der Gewichtsunterschied meist gering), dann die beiden Motorcurven M und M_1 , von welchen die letztere nach oben und auch nach rechts verschoben erscheint. Somit ist auch in diesem Falle das Gebiet, in dem ein Ansteigen möglich ist, ziemlich groß, daher auch durch verschiedene Steuerbetätigung fast jede Zeitdauer beim Höhenstoppen zu erreichen. Natürlich gilt aber die Rechnung nur für die günstigsten Werte der Leistung und der zugehörigen Geschwindigkeit. Diese Punkte liegen, wie weiter bei konstantem Anstellwinkel vorausgesetzt werden durfte, auf einer kubischen Parabel $N : N_1 = v^3 : r_1^3$.

III. Einfluß der Wetterlage (Luftdruck und Temperatur) auf die Stoppungsergebnisse. Reduktion auf Normalzustand.

Allgemein bekannt ist die Tatsache, daß, wie sich Flieger und Monteure vielfach auszudrücken pflegen, an manchen Tagen die Luft »gut trägt« und besonders leicht gute Rekorde erreichen läßt. Die Erklärung ist einfach. Mit Änderung des Barometerstandes B und der Temperatur ϑ ändert sich das spezifische Gewicht γ der Luft. Es seien $B_0, \vartheta_0, \gamma_0$ als »normale« Werte zugrunde gelegt; dann entsteht die Frage, welche Abweichungen in den Stoppungsergebnissen bei anderen Luftverhältnissen auftreten, bzw. wie diese Ergebnisse auf den »Normalzustand« reduziert werden können.

Bei dem Ansteigen des Flugzeuges verringert sich die Luftdichte zufolge der Erniedrigung des Barometerstandes. Es darf dabei aber angenommen werden, daß sich zeitliche Änderungen des Luftdruckes am Erdboden in gleicher Weise und gleichzeitig auch in höheren Luftschichten bemerkbar machen, so daß die barometrische Differenz bei gleichen Höhenabständen sich nicht merklich ändert. Auf dieser Erfahrungstatsache beruht nebenbei bemerkt auch die Zulässigkeit der verschiebbaren Zeigerskalen der Aneroidbarometer für Luftfahrzwecke, die vor jedem Fluge auf die Seehöhe des Aufstiegsortes eingestellt zu werden pflegen. Allerdings treten

durch abnormale Temperaturverteilung (so z. B. durch die Erscheinung der Inversion) auch gelegentlich merkbare Unterschiede in der Höhenbestimmung auf, so lange nur das Barometer allein hierzu benutzt wird, indessen sind diese Unterschiede von der gleichen Größenordnung wie die unvermeidbaren Ungenauigkeiten jeder Höhenstoppung, von denen schon eingangs gesprochen wurde¹⁾.

Zwischen den spezifischen Gewichten bei verschiedenen B und ϑ besteht die Beziehung

$$\gamma = \gamma_0 \frac{B}{B_0} \frac{273 + \vartheta_0}{273 + \vartheta} \dots \dots \dots (1)$$

Infolge der Änderung von γ_0 in γ ändert sich gegenüber dem Normalzustand

1. Der Widerstand des Flugzeuges in der Luft
2. Die Schraubenzugkraft
3. Die Motorleistung²⁾.

Mittelbar wird auch eine Änderung des Anstellwinkels α der Tragflächen eintreten, weil der Apparat wegen der Änderung der Flugbahnneigung auch eine andere Lage (δ gegenüber δ_0 !) der Motorachse zur Flugbahn einnehmen wird. Es ist dann

$$\alpha_0 = \lambda + \delta_0, \quad \alpha = \lambda + \delta,$$

wobei λ den Einstellwinkel der Tragflächen zur Schraubenchse bedeutet.

Jedenfalls aber muß in allen Fällen die Schraubenzugkraft Z sowohl die Hebung des Gesamtgewichtes als auch die Überwindung des »schädlichen« W_x , und des Tragflächenwiderstandes W_t decken. Es muß daher gelten für das spezifische Gewicht γ

$$\left. \begin{aligned} Z &= W_x + W_t + G \sin \beta \\ Z_0 &= W_{x0} + W_{t0} + G \sin \beta_0 \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (2)$$

wobei β, β_0 die Anstiegswinkel der Flugbahn darstellen.

¹⁾ Von Herrn Dr. Everling-Adlershof wurde ich darauf aufmerksam gemacht, daß nach den Untersuchungen von Prof. Süring und den Lindenberger Beobachtungsreihen (Temperaturtabellen von Coym) wesentlich von den normalen abweichende Temperaturverteilungen mit der Höhe häufig auftreten, so daß eine genaue Berechnung der Luftdichte in größeren Höhen aus der am Boden ermittelten im allgemeinen untunlich wäre.

Für die Faustformeln kommt es jedoch zunächst nur darauf an, die durch die Wetterlage im allgemeinen gegebenen Änderungen vom »Normalzustand« für die Berechnung berücksichtigen zu können. Es wird daher mit einer stetigen Luftdruckabnahme mit der Höhe und einem »normalen« Temperaturgefälle ($\approx \frac{1}{2}^\circ$ pro 100 m) gerechnet werden dürfen, um die Reduktionen der Steigzeiten soweit genau zu finden, als auch die übrigen bei den Stoppungen notwendig gemachten Voraussetzungen es gestatten. Vertikale Strömungen in der Atmosphäre infolge ungleicher Temperatur und Dichteverteilung sind daher bei diesen Berechnungen außer acht gelassen, wiewohl sie zweifellos in einzelnen Fällen die Stoppungsergebnisse erheblich beeinflussen werden.

Im übrigen gestattet es auch die weiter unten in einem Beispiel durchgeführte zonenweise Berechnung der Steigzeiten bei beobachteten Temperaturen in verschiedenen Höhenschichten die Reduktion der Steigzeiten auch dann noch mit genügender Genauigkeit zu berechnen, wenn die Temperaturabnahme nicht normal ist.

²⁾ Der Einfluß der wechselnden Luftfeuchtigkeit auf die Änderung des spezifischen Gewichtes ist im allgemeinen unerheblich; die Arbeitsweise des Motors ist allerdings in ziemlichem Maße von dem Feuchtigkeitsgehalt der Luft abhängig; diese Änderung der Motorleistung ist unter Umständen von größerem Einfluß auf die Steigzeit als die geänderte Wetterlage!

An Stelle des Erreichens einer bestimmten Höhe in mehr oder weniger kurzer Zeit sollte daher, wie Prof. Prandtl vorschlägt (Höhenflug und Belastungsflug, diese Zeitschr. 1913, S. 266), das Vordringen des entsprechend belasteten Flugzeuges bis zu einem bestimmten spezif. Luftgewicht in jeweils wechselnder Höhe gewertet werden. Da aber im allgemeinen aus bestimmten (meist militärischen) Rücksichten eine gewisse relative Höhe über der Erde in kürzester Zeit erreicht werden soll, so ist doch das Zugrundelegen der Höhe das wesentliche des Problems und es wird hier nur die Vergleichbarkeit der Versuche durch Faustformeln angestrebt.

Außerdem muß jedenfalls in beiden Fällen der Auftrieb genügen, für den wir schreiben können vgl. Gl. 18¹⁾

$$G = k F v^2 (\lambda + \sigma + \delta) + Z \delta = k_0 F v_0^2 (\lambda + \sigma + \delta_0) + Z_0 \delta_0 \quad (3)$$

Da sich nun die Auftriebskoeffizienten k und k_0 ²⁾ wie die spezifischen Gewichte verhalten, so folgt

$$v_0 = v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0} \frac{\lambda + \delta + \sigma}{\lambda + \delta_0 + \sigma} - \frac{Z_0 \delta_0 - Z \delta}{k_0 F v^2 (\lambda + \sigma + \delta_0)}} \quad (4)$$

Zur Orientierung über die mögliche Größe der Änderungen des Anstellwinkels seien hier einige Beobachtungen mitgeteilt, die auf einem Höhenfluge durchgeführt wurden. Aus der Steiggeschwindigkeit (Barometer und Stoppuhr und Barograph) und der mittels geeichten Aeromotachometers bestimmten Fluggeschwindigkeit an einem windstillen Tage wurde die Steigung β der Flugbahn ermittelt; an einem einfachen Neigungsmesser wurde weiter im stetigen Steigen (nahezu Beharrungszustand) der Steigungswinkel χ der Motorachse bestimmt. Die Differenz $\chi - \beta$ ist δ das »Hängen« des Rumpfes. $\lambda + \delta$ ist dann der Anstellwinkel α .

Es ergaben sich folgende Werte:

Bodenhöhe 150 m, Barometerstand 741, Temperatur $-1,0^\circ$
mittlerer Einstellwinkel 3° .

Höhe	Temperatur	Spezif. Luftgewicht γ	Fluggeschwindigkeit v	Steiggeschwindigkeit v_s	Bahnwinkel β	Neigung der Schraubachse χ	»Hängen« des Rumpfes δ	Anstellwinkel $\alpha = \lambda + \delta$
			km/Std	m/sek				
0	-1°	1,264	92	3,6	$7\frac{3}{4}^\circ$	12°	$4\frac{1}{4}^\circ$	$7\frac{1}{4}^\circ$
1000	$+7^\circ$	1,075	104	3,2	$6\frac{1}{2}^\circ$	11°	$4\frac{1}{2}^\circ$	$7\frac{1}{2}^\circ$
2000	$+4^\circ$	0,96	112	1,9	$3\frac{1}{2}^\circ$	$7\frac{1}{2}^\circ$	4°	7°
3000	-3°	0,87	122	0,9	$1\frac{1}{2}^\circ$	$5\frac{1}{4}^\circ$	$3\frac{3}{4}^\circ$	$6\frac{3}{4}^\circ$
4000	-10°	—	132	0,55	$3\frac{3}{4}^\circ$	$3\frac{3}{4}^\circ$	3°	6°

Selbst bei dieser schon sehr erheblichen Änderung des Luftdruckes und dem verhältnismäßig recht kleinen Einstellwinkel λ ist also die Abnahme von α nicht sehr groß und beträgt im Bereich von 0 bis 2000 m (γ abnehmend von 1,264 bis 0,96) nur ca. 4° ³⁾. Die stärkere und auch unregelmäßige Abnahme von β , χ und α über 2000 m ist hauptsächlich auf ungünstige Motorwirkung (starker Tourenabfall und Korrektur durch entsprechende Steuerbetätigung) zurückzuführen.

Für unsere Faustformel ist daher die Annahme $\delta = \delta_0$ und damit die eines konstanten Anstellwinkels durchaus gerechtfertigt. Damit vereinfacht sich Gleichung (4), wobei wir noch $k_0 F v^2 (\lambda + \sigma + \delta_0) \sim G$ setzen dürfen in

$$v_0 = v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0} - \frac{(Z_0 - Z) \delta}{G}} \quad (5)$$

Außerdem verhalten sich auch die Schraubenzugkräfte Z und Z_0 , wie die spezifischen Gewichte der Luft, solange die Motortourenzah dieselbe bleibt. Dies ist aber erfahrungsgemäß bei Höhenflügen bis 1000, ja bis 2000 und 3000 m, im wesentlichen der Fall, da bei vielen neueren Vergaser-

¹⁾ Der Winkel σ hat dabei die auf S. 68 gegebene Bedeutung (negativer Anstellwinkel für den Auftrieb o).

²⁾ k_0 hat hier nicht die gleiche Bedeutung wie im I. Teil; es ist damit hier der Koeffizient k für das spezif. Luftgewicht γ_0 bezeichnet.

³⁾ Die Verringerung der Flugbahnneigung und mittelbar auch die des Anstellwinkels bei abnehmendem Luftdruck ist im übrigen stark von der Art abhängig, wie die Drehzahl des Motors durch Änderung der Luftzufuhr zum Vergaser geregelt wird. Bei dem besprochenen Höhenflug nahm die Umdrehungszahl ziemlich stark ab, was den Flieger offenbar veranlaßte, das Höhensteuer immer mehr vorzudrücken, um die Fluggeschwindigkeit und damit die Drehzahl zu steigern. An einem andern Tage ließ sich die letztere erheblich besser konstant halten (durch Verbesserung der Düsenregelung am Vergaser). Infolgedessen war auch in großer Höhe die Bahnneigung erheblich größer und betrug z. B. bei 4000 m noch 2° , während die Fluggeschwindigkeit kleiner, die Steiggeschwindigkeit aber erheblich größer ausfiel.

konstruktionen eine entsprechende Regelung der Luftzufuhr während des Fluges erreicht werden kann.

Es ist somit
$$Z_0 = Z \frac{\gamma_0}{\gamma} \quad (6)$$

Damit wird endlich

$$v_0 = v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0} - \frac{Z \delta}{G} \left(\frac{\gamma}{\gamma_0} - 1 \right)} \quad (5a)$$

Für gut ausgeglichene Apparate, die nicht allzusehr »hängen«, ist außerdem δ sehr klein, so daß das letzte Glied unter der Wurzel überhaupt vernachlässigt werden darf¹⁾, dann ist

$$v_0 \sim v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}} \quad (5b)$$

Nach diesen Erörterungen sind wir somit für die Aufstellung der Faustformel berechtigt, folgende vereinfachende Annahmen zu treffen:

1. Unveränderter Anstellwinkel,
2. Vernachlässigung des »Hängens«,
3. Gleichbleibende Drehzahl.

Im übrigen läßt auch hier ein Blick auf die Leistungsdiagramme die Verhältnisse klar erkennen:

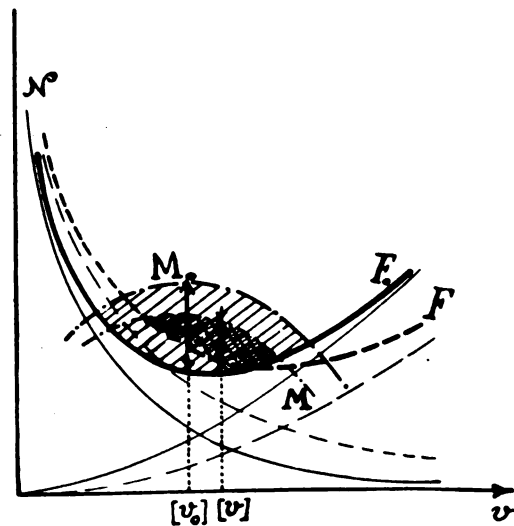


Fig. 8.

Die Flugzeugcharakteristik wird mit abnehmendem γ stark nach rechts verschoben, weil in der Formel I, 26 (S. 69)

$$75 N_0 = \frac{G^2}{k F \cdot v} + A v^3$$

das erste Glied umgekehrt, das zweite direkt proportional mit γ sich ändert. (Fig. 8. Kurven F_0 und F , $\gamma < \gamma_0$). Die Höhenlage der Kurve wird dabei nur wenig geändert.

Die Motorcharakteristik liegt dagegen tiefer und ist auch nach links verschoben. Die Verschiebung der beiden Kurven ist dabei stets eine solche, daß die günstigste Steigleistung unter niedrigerem Luftdruck bei einer höheren Fluggeschwindigkeit $[v]$ gegenüber $[v_0]$ auftritt. Wieweit diese Verschiebung erfolgt, hängt im übrigen wieder stark von der eintretenden Änderung der Drehzahl und daher auch von der Vergaserkonstruktion ab.

¹⁾ Zur Abschätzung des Fehlers bei Vernachlässigung von δ setzen wir $\delta \sim 6^\circ$ (sehr groß!) = δ_0 . Dann ist

$$v_0 = v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0} - \frac{Z \delta}{G} \left(\frac{\gamma}{\gamma_0} - 1 \right)}$$

Nun ist

$$\frac{Z}{G} = \frac{\text{Widerstand}}{\text{Auftrieb}} = \frac{1}{6} \text{ bis } \frac{1}{10}$$

Mit $\frac{1}{6}$ gerechnet wird

$$v_0 = v \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0} - 0,017 \left(\frac{\gamma}{\gamma_0} - 1 \right)}$$

Selbst wenn $\frac{\gamma}{\gamma_0} = 1,5$ wäre, ergäbe sich noch

$$v_0 = v \sqrt{1,4915} \text{ statt } v_0 = v \sqrt{1,5}$$

Der Unterschied ist daher so gering, daß er praktisch nicht in Frage kommt.

Mit dem unveränderten Anstellwinkel bleibt aber auch das Verhältnis $\frac{\text{Widerstand}}{\text{Auftrieb}}$ gleich, und da der Auftrieb gleich dem Gewichte, praktisch wenig verändert wird¹⁾, so muß auch der Gesamtwiderstand gleich bleiben für die jeweils nach Gleichung (5 a bzw. 5 b) bestimmte Geschwindigkeit.

Denn es ist

$$A = G = \frac{\zeta_A \gamma v^2}{g} F; \quad W = \frac{\gamma v^2 F}{g} \left(\zeta_w + \zeta_0 \frac{f}{F} \right) \quad (6)$$

also

$$W = G \frac{\zeta_w + \zeta_0 \frac{f}{F}}{\zeta_A} = \text{const} \quad (7)^2$$

Es läßt sich unschwer auch für jeden der beiden Teile des Gesamtwiderstandes die Richtigkeit dieser Behauptung (unter obigen Voraussetzungen) erweisen.

Die Aufstellung einer einfachen Reduktionsformel ist nunmehr auf Grund der Energiegleichung für den Flug leicht durchzuführen. Wenn nämlich, wie dies schon erwähnt wurde, die Tourenzahl konstant bleibt oder durch Regelung der Gaszufuhr konstant gehalten wird, so nimmt der Schraubenzug Z mit wachsender Höhe oder bei niedrigerem Barometerstand ab; da aber der Gesamtwiderstand bei konstantem Anstellwinkel gleich bleiben wird, so kann nur die Steigleistung abnehmen. Für die Leistung ergibt sich bei einem Propellerwirkungsgrad η bzw. η_0

$$\left. \begin{aligned} 75 \eta N &= Wv + Gv \sin \beta \\ 75 \eta_0 N_0 &= Wv_0 + Gv_0 \sin \beta_0 \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

und zwar ist hierin N (und N_0) die tatsächliche Motorleistung in PS, während auf der rechten Seite die erforderliche Nutzleistung zur Überwindung des Widerstandes und die Steigleistung steht.

Durch Elimination von W ergibt sich

$$\sin \beta_0 = \sin \beta + \frac{75}{G} \left(\frac{\eta_0 N_0}{v_0} - \frac{\eta N}{v} \right) \quad (9)$$

Nun ändert sich die Leistung des Benzinmotors proportional mit γ , es ist somit

$$N = N_0 \frac{\gamma}{\gamma_0} \quad (10)^3$$

und wenn noch den vereinfachenden Annahmen entsprechend

$$v = v_0 \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}}$$

eingeführt wird,

$$\sin \beta_0 = \sin \beta + \frac{75 \eta_0 N_0}{G v_0} \left[1 - \left(\frac{\eta}{\eta_0} \right) \left(\frac{\gamma}{\gamma_0} \right)^{\frac{3}{2}} \right] \quad (11)$$

Nun ist leicht zu erweisen, daß $\frac{\eta}{\eta_0} = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}}$ ist, somit

$$\sin \beta_0 = \sin \beta + \frac{75 \eta_0 N_0}{G v_0} \left[1 - \left(\frac{\gamma}{\gamma_0} \right) \right] \quad (12)$$

Zu demselben Ausdruck kommt man übrigens auch direkt durch Vergleich der beiden Gleichungen (2), wenn man

$$W = W_w + W_f$$

in beiden gleich setzt und eliminiert.⁴⁾

¹⁾ Bei lange dauernden Flügen wird allerdings durch festgesetzte Verringerung der Betriebsmittel ein rascheres Steigen erfolgen können.

²⁾ Es bedeutet in der üblichen deutschen Bezeichnungsweise, welche die Luftdichte $\frac{\gamma}{g}$ besonders einführt:

$\left. \begin{aligned} \zeta_A &\text{ den Auftriebskoeffizienten} \\ \zeta_w &\text{ den Widerstandskoeffizienten} \\ \zeta_0 &\text{ den Widerstandskoeffizienten der schädlichen } \text{''} \text{äquivalenten''} \text{ Stirnfläche } f \end{aligned} \right\} \text{ der Tragflächen,}$

³⁾ Prandtl, Höhenflug und Belastungsflug (diese Zeitschrift 1913, Heft 20).

⁴⁾ Man erhält nebenbei durch Vergleich der beiden Gl. (2) mit Gl. (6)

$$\frac{Z}{Z_0} = \frac{\gamma}{\gamma_0} = \frac{W + G \sin \beta}{W_0 + G \sin \beta_0} \quad (2 a)$$

Beim Gebrauche dieser Formel ist nun allerdings zu beachten, daß die Motorleistung N_0 und ihre Änderung nach Formel (10) ziemlich unsicher zu werten ist, da hier die Abhängigkeit von Vergaserkonstruktion, Drosselung und Umdrehungszahl mitspielt. Indessen arbeitet der Motor fast immer mit »Vollgas« beim ansteigenden Fluge und es wird zudem meistens ein solcher Propeller verwendet, der im Steigen die volle Motorleistung auszunutzen gestattet. Wir sind daher berechtigt, für N_0 die normierte oder durch Bremsproben festgestellte Höchstleistung des Motors einzusetzen.

Für die Ermittlung der Stoppzeiten endlich sind noch die Beziehungen zu benutzen

$$\sin \beta = \frac{h}{vt}, \quad \sin \beta_0 = \frac{h}{v_0 t_0} \quad (13)$$

womit dann Gleichung (12) übergeht in

$$\frac{t}{t_0} = \frac{v_0}{v} + \frac{75 \eta_0 N_0 t}{G h} \left[1 - \left(\frac{\gamma}{\gamma_0} \right) \right] = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}} + \frac{75 \eta_0 N_0 t}{G h} \left(1 - \frac{\gamma}{\gamma_0} \right) \quad (14)$$

Indessen ist manches Mal auch eine getrennte Berechnung nach Formel (12) und (13) bequemer.

Soll nun eine ganze Höhenstoppung (etwa auf 2000 m) für irgend eine andere, also z. B. für die »normale« Wetterlage umgerechnet werden, so darf angenommen werden, daß nicht bloß am Erdboden der vorgeschriebene normale Luftdruck und Temperatur herrschen, sondern daß der Luftdruck gesetzmäßig nach oben zu abnimmt in dem Maße, wie es die barometrischen Höhenformeln oder einfacher noch die verschiebbaren Skalen der Flugzeuganeroide angeben. Nimmt man dazu noch eine normale Temperaturabnahme mit der Höhe (ca. $\frac{1}{2}^\circ$ pro 100 m), so läßt sich für jede Höhenlage der »Normalzustand« sofort angeben und es wäre dann zonenweise, d. h. von 200 m zu 200 m oder auch genügend genau von 400 zu 400 m, die Reduktion des Steigungswinkels β auf den normalen β_0 vorzunehmen.

Dabei soll aber zunächst als »Normalzustand« für mitteleuropäische Flachlandflugplätze ein Barometerstand B_0 von 735 mm und eine Temperatur von $\delta_0 = +15^\circ \text{C}$ festgesetzt werden. Dann ist $\gamma_0 = 1,18$. (Der physikalische Normalzustand 760 mm und 0°C , $\gamma_0 = 1,293$ kommt bei uns verhältnismäßig selten vor!)

Beispiel. Mit dem früher besprochenen Doppeldecker (Beispiel S. 67) sei bei 720 mm Barometerstand und 20°C ein Flug auf 2000 m in 25 Minuten = 1500 Sekunden ausgeführt worden. Wie groß wäre die »normale« Stoppzeit bei 735 mm und 15°C ? Normaler Propellerwirkungsgrad $\eta_0 = 0,75$.

Es ist

$$\gamma = 1,135, \quad \gamma_0 = 1,18, \quad v_0 = 25 \text{ m/sek}, \quad v = 25 \sqrt{\frac{1,18}{1,135}} = 25,5 \text{ m/sek},$$

$$\sin \beta = \frac{2000}{25,5 \cdot 1500} = 0,0523, \quad \frac{75 \eta_0 N_0}{G v_0} = \frac{75 \cdot 0,75 \cdot 120}{1170 \cdot 25} = 0,226.$$

Dann ergibt die Formel (12)

$$\sin \beta_0 = 0,0523 + 0,226 \left(1 - \frac{1,135}{1,18} \right) = 0,0613,$$

$$t_0 = \frac{2000}{25 \cdot 0,0613} = 1304'' = 21\frac{3}{4} \text{ Minuten.}$$

Es folgt daraus eine Formel für den Widerstand W , der bei allen Luftverhältnissen gleich bleibt, soferne der Anstellwinkel konstant und die jeweils zugehörige Geschwindigkeit v bzw. v_0 gewahrt bleibt:

$$W = G \frac{\gamma \sin \beta_0 - \gamma_0 \sin \beta}{\gamma_0 - \gamma} \quad (2 b)$$

Es könnte nach dieser Formel aus zwei Beobachtungen (γ, β und γ_0, β_0) der Widerstand bestimmt werden. Eine praktische Bedeutung besitzt die Gleichung jedoch kaum, da die ihr zugrunde liegende Voraussetzung (konstanter Anstellwinkel) nur bei kleinen Änderungen von γ erfüllt ist, dann aber sind die Differenzen in Zähler und Nenner zu klein. Für Höhenflüge ist die Formel wegen der immerhin merklichen Änderung des Anstellwinkels (vgl. Tabelle auf S. 73) nicht mehr brauchbar.

Eine genauere zonenweise Berechnung gibt dagegen das folgende tabellarische Bild des Vorganges. In dieser Zahlentafel sind die von 400 zu 400 m gemessenen Zeiten nebst den beobachteten Temperaturen und den (von der verschiebbaren Barometerskala entnommenen) Barometerständen eingetragen. In jedem Intervall wurde dabei die Reduktion auf γ_0 bzw. β_0 vorgenommen, wobei unter γ_0 jedesmal die für die betreffende Höhenlage »normale« Luftdichte (7. Spalte) zu verstehen ist.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
h m	B	ϑ	γ	B_0	ϑ_0	γ_0	$\frac{\gamma}{\gamma_0}$	t (At) Sekunden	v m/sek	$\sin \beta$	N_0 PS	$\left(1 - \frac{\gamma}{\gamma_0}\right) \cdot \frac{75 \gamma_0 N_0}{v, G}$	v_0 m/sek	$\sin \beta_0$	Δt_0 t_0 Sekunden
0	720	20	1,135	735	15	1,183	0,96	0	25,5	0,082	120	0,009	25,0	0,091	174
400	683	17	1,09	698	13	1,132	0,96	190	26,1	0,066	114	0,0085	25,6	0,0745	208
800	648	14	1,045	663	11	1,083	0,965	420	26,6	0,050	108	0,0076	26,1	0,0576	262
1200	614	12	1,00	628,5	9	1,04	0,96	720	27,2	0,0405	102,5	0,0075	26,7	0,048	308
1600	582	10	0,955	596	7	1,00	0,955	1080	27,9	0,0338	97	0,008	27,3	0,0418	346
2000	552	8	0,912	566	5	0,95	0,96	1500	28,5		92		27,9		1299

Bemerkung: Die in diesem Beispiel mitgeteilten Zahlen entstammen nicht wirklich ausgeführten Beobachtungen, geben aber ungefähr die üblichen Verhältnisse wieder.

In der letzten Spalte sind die errechneten Zeitdifferenzen für die einzelnen Höhenzonen und die Gesamtstoppzeiten angegeben. Es folgt für 2000 m eine Stoppzeit von $t_0 = 21$ Min. 39 Sek.,

ein Ergebnis, das in Anbetracht der verschiedenen Vernachlässigungen in guter Übereinstimmung mit dem aus der einfachen Formel vorher abgeleiteten steht.

Aber auch bei sehr großen Unterschieden in den Wetterlagen bewährt sich die vereinfachte Formel. Es soll z. B. ermittelt werden, welche Stoppzeit der Doppeldecker des eben behandelten Beispiels bei abnorm hohem Barometerstand im Winter und bei großer Kälte erreicht. Es sei

$B' = 770$ mm, $\vartheta' = -10^\circ$ C, somit $\gamma' = 1,36$, während B wie vorher = 720 mm, $\vartheta = 20^\circ$ ist.

Dann ist

$$\sin \beta' = \sin \beta + \frac{75 \eta' N'}{G v'} \left(1 - \frac{1,135}{1,36}\right) = 0,0958$$

(B' , ϑ' , γ' treten jetzt an Stelle von B_0 , ϑ_0 , γ_0),

$$v' = 25 \sqrt{\frac{1,18}{1,36}} = 23,3 \text{ m/sek.}$$

somit

$$t' = \frac{2000}{23,3 \cdot 0,0958} = 900 \text{ Sek.} = 15 \text{ Min.}$$

Eine ebenso wie beim letzten Beispiel durchgeführte zonenweise Durchrechnung führt auf

$$t' = 932 \text{ Sek.} = 15 \frac{1}{2} \text{ Min.}$$

Auch hier ist der Unterschied gegenüber der einfachen Formel verhältnismäßig gering und nur ca. 3%, obwohl das Beispiel sehr extrem gewählt ist.

Es kann daher in allen Fällen die Gleichung (12) als genügend genaue »Faustformel« für die Reduktion angesehen und verwendet werden.

Schlußbemerkung.

Es ist wiederholt darauf hingewiesen worden, daß die hier mitgeteilten Formeln nicht in jedem Einzelfalle richtige Ergebnisse liefern können, hauptsächlich aus dem Grunde, weil sie von einer bestimmten — der günstigsten — Fluggeschwindigkeit und den entsprechenden Anstellwinkeln ausgehen. Das Steigen ist aber in einem ziemlich weiten Bereiche, wenn auch unter weniger günstigen Bedingungen möglich, und hier hat die mehr oder minder große Geschicklichkeit des Fliegers ein weites Spiel. Wird aber ein

Flugzeugtyp oft von einem und demselben Flieger geflogen, so ist mit einiger Sicherheit anzunehmen, daß dieser bald die günstigsten Verhältnisse (die sich auch mit der Wahl des Propellers ändern!) finden und danach die jeweils besten Stoppzeiten herausbringen wird. Dann aber ist die persönliche Note ausgeschaltet und Grundlage für einen Vergleich bzw. für eine Wertung der Höhenflüge unter verschiedenen äußeren Verhältnissen gegeben, wie sie durch die mitgeteilten Formeln angestrebt worden ist.

Zusammenfassung.

Es werden einfache Formeln mitgeteilt, nach denen es möglich ist, bei Höhenflügen die Steigzeiten t und t_1 (bzw. t_0) zu vergleichen, wenn unter sonst gleichen Verhältnissen die Nutzlast (Flugzeuggewicht G und G_1) oder die Motorleistung N und N_1 oder endlich die Wetterlage sich ändert [Reduktion auf einen Normalzustand (spezifisches Gewicht γ_0)] und zwar ist:

$$1. \frac{t}{t_1} = \frac{G}{G_1} \left\{ 1 - \frac{gt \left(1 + \frac{G_1}{G}\right)}{k F v h} \right\} \text{ Formel I, 12 S. 67,}$$

$$2. \frac{t}{t_1} = \frac{G N_1}{G_1 N} + \frac{G t}{k F v h} \left\{ \frac{G N_1}{G_1 N} - 1 \right\} \text{ Formel II, 6a S. 71,}$$

$$3. \frac{t}{t_0} = \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}} + \frac{75 \eta_0 N_0 t}{G h} \left(1 - \frac{\gamma}{\gamma_0}\right) \text{ Formel III, 14 S. 74,}$$

mit den im Aufsatz angegebenen Bezeichnungen. Durchführen von Beispielen.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46c. 6. S. 41117. Société du Carburateur Zenith, Lyon, Frankr.; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW 48. Zweidüsenvergaser mit einer an der Drosselklappe in die Saugkammer mündenden Düse. A 15. 1. 14. Frankreich 3. 5. 13. E 15. 7. 16.

46c. 2. B. 80094. Benz & Cie. Rheinische Automobil- u. Motoren-Fabrik A. G., Mannheim. Schmiervorrichtung für Kraftmaschinen mit geschlossenem Kurbelgehäuse. A 3. 9. 15. E 18. 7. 16.

46d. 5. M. 58794. Carl Martens, Herne i. W., u. Hans Erbe, Sodingen b. Herne i. W. Kraftmaschine mit umlaufenden, in der Kolbentrommel radial verschiebbaren Kolben. A 18. 11. 15. E. 5. 8. 16.

Patenterteilungen.

77h. 4. 293017. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Verspannungssöse für Bleche. 17. 5. 14. L. 42069.

77h. 5. 291396. E. Rumpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H. Berlin-Johannisthal. Doppeldecker mit umklappbarem Schwanz. 20. 12. 13. R. 39509.

77h. 15. 291488. Herrmann M. Fremery, Berlin-Johannisthal. Bombenabwurfvorrichtung für Flugzeuge. 27. 2. 14. F. 39351.

77h. 15. 291489. Dr. Bruno Stange, Thorn, Schulstr. 7. Vorrichtung zum Abwerfen von Bomben. 5. 12. 14. St. 20199.

77 h. 2. 291833. Siemens-Schuckert Werke G. m. b. H., Siemensstadt b. Berlin. Starres Luftschiff mit Einzelzellen. 19. 2. 13. S. 38311.

77 h. 5. 291889. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. Doppel- oder Mehrdecker mit in lotrechter Richtung ohne Lösung der Verspannungskabel aufeinanderlegbaren Tragdecken. 18. 2. 14. Sch. 46244.

77 h. 5. 291951. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. Flugzeug. 13. 6. 14. Sch. 47313.

77 h. 6. 291844. Daimler Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. Luftschraubenantrieb. 20. 3. 14. D. 30564.

77 h. 15. 291875. Hans Rieck, Berlin, Kurfürstenstraße 31—32. Bombenstreuvorrichtung für Luftfahrzeuge. 25. 9. 14. E. 20727.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Das Sachverständigenwesen. Die gesetzlichen Bestimmungen und Verordnungen über die Anstellung und Beerdigung von Sachverständigen durch die Handelsvertretungen und die Gerichte im Deutschen Reiche sowie die einschlägigen Gebührenordnungen. I. A. des Verbandes Deutscher Gutachterkammern e. V. zusammengestellt und mit Hinweisen versehen von Kurt Perlewitz, Beratender Ingenieur V. B. I. Verlag: Julius Springer. Oktav 83 S. Preis Karton. M. 2.—.

Sehende Maschinen. Eine kurze Abhandlung über die geheimnisvollen Eigenschaften der lichtempfindlichen Stoffe und die staunenswerten Leistungen der sehenden Maschinen. Von Dr. Chr. Ries. Großoktav 120 S. mit 95 Abbildungen. Verlag: Jos. C. Huber, Diessen vor München. Preis M. 4.—.

„Motor.“ Ausgabe: Mai-Juni. Verlag Gustav Braunbeck, G. m. b. H., Berlin W 35. Preis: M. 1.—.

Aus dem Inhalt des reich illustrierten Heftes für Luftfahrer besonders beachtenswert: Die letzten großen Zeppelin-

Angriffe auf England, mit Abbildungen. Der Einfluß der Erdumdrehung auf die Beschleunigung von Luftfahrzeugen. Altes und Neues vom Unterseeboot, mit vielen Abbildungen. Luftfahrzeuge im Kriege. Die Poesie des Fliegers. Der Luftkrieg gegen Italien. Auch dieses Heft ist wieder vorzüglich ausgestattet.

K. K. Österreichischer Aero-Club. Jahrbuch 1916. Im Selbstverlag. Oktav 234 S. mit vielen Textabbildungen und 3 bunten Flagen-Tafeln.

Kriegshefte aus dem Industriegebiet. Heft 16. Das Schicksal der Seekabel im Kriege und die Leistungen der Deutschen Kabel-Industrie in Vergangenheit und Zukunft. Von G. A. Fritze. Verlag: G. D. Baedeker, Essen.

Ergebnisse der meteorologischen Beobachtungen im Jahre 1912. 1. Hälfte des Jahrbuches der königl. sächsischen Landeswetterwarte, Jahrgang XXX. Herausgegeben von Direktor Oberregierungsrat Prof. Dr. Paul Schreiter. Selbstverlag, in Kommission bei der Brauerschen Buchhandlung (Georg Metzner) Chemnitz. Quart 104 S. 2. Hälfte des Jahrbuches bearbeitet im Auftrage des Direktors durch den Direktorial-Assistenten. Kommissionsrat C. Lindemann. Quart 141 S. mit 6 Tafeln.

Der Indikator und das Indikatordiagramm. Ein Lehr- und Handbuch für den praktischen Gebrauch. Von Oberingenieur Dipl.-Ing. W. Wilke. Dozent an der Technischen Hochschule in Hannover. Leipzig. Verlag von Otto Spamer. Großoktav 135 S. mit 203 Abb. Preis geheftet M. 6.—, gebunden, M. 7,50.

Berichtigung.

In dem Aufsatz: »Die Kreiselwirkung der Flugzeugschraube« von Dr. R. Grammel ist leider ein sinnstörender Druckfehler übersehen worden: es muß auf Seite 58 Zeile 40 von oben statt Längsstabilität natürlich Längsinstabilität heißen.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Aml Steinplatz Nr. 6001.

1. Unsere Gesellschaft hat leider in letzter Zeit kurz nacheinander zwei schwere Verluste erlitten: Mitte Mai d. J. verloren wir unser Mitglied, den Direktor des Potsdamer Astrophysikalischen Observatoriums Geheimen Regierungsrat Professor Dr. K. Schwarzschild, dem, neben seinen sonstigen großen Verdiensten um die Wissenschaft die Luftfahrt im besonderen den Libellensextanten verdankt. In unserer Gesellschaft gehörte Geheimrat Schwarzschild dem Ausschuß für Navigierung an, dem er seine wertvollen Dienste in dankenswerter Weise bei dessen Gründung auf der III. O. M. V. in Dresden im April 1914 zur Verfügung stellte, indem er die Sammelstelle für Mitteilungen über schon bestehende Arbeiten auf dem Gebiete der Luftnavigation und einschlägigen Instrumentenkunde sowie für Vorschläge auf diesem Gebiete übernahm. Geheimrat Schwarzschild, den wir zu unserem großen Bedauern bei der Weiterarbeit der Gesellschaft an diesen hochinteressanten Aufgaben vermissen müssen, erlag einem Leiden, das er sich im Felde im Dienste des Vaterlandes zugezogen hatte.

Die andere große Lücke in unserem Mitgliederkreis hinterläßt Se. Exzellenz der Wirkliche Geheime Rat Karl August Lingner, Ehrendoktor der Medizin, Dresden, dessen an Arbeit und Erfolgen reichem Leben der Tod am 5. Juni d. J. zu Berlin ein Ziel setzte. Der Verstorbene gehörte unserer Gesellschaft seit ihrer Gründung an und war ihren Zwecken und Zielen ein stets bereiter Förderer.

Wir werden beiden verehrten Mitgliedern ein bleibendes, ehrendes Gedenken bewahren.

2. Das Reichs-Marine-Amt hat unserem Antrag auf Entsendung des Chefs der Abteilung für Luftfahrt dieser hohen Behörde, des Kontreadmiral z. D. Starke, Berlin, in unseren Vorstand stattgegeben; die Kaiserliche Inspektion des Torpedowesens wird künftig, anstelle ihres bisherigen Designierten, durch den Inspekteur des Torpedowesens, Kontreadmiral von Mann, Kiel, vertreten sein.

3. Beförderungen, Auszeichnungen und Ernennungen:

Folgende Beförderungen unserer Mitglieder wurde uns bekannt: Generalmajor Schmiedeknecht, vor Kriegsausbruch Kommandeur der 2. Eisenbahnbrigade Hanau, der jetzt eine Landwehrbrigade im Osten befehligt, zum Generalleutnant Exzellenz; Dr. Ludwig Schiller, Assistent am physikalischen Institut der Universität Leipzig, zurzeit im Felde, zum Oberleutnant d. R.; Dr. Max Dieckmann, München, zurzeit kommandiert zur Verkehrstechnischen Prüfungskommission, Berlin, zum Leutnant d. L.; Geheimer Kommerzienrat Dr. O. von Petri, Nürnberg, wurde durch Verleihung der Türkischen Silbernen Roten Halbmond-Medaille ausgezeichnet; Graf Georg von Arco, Direktor der Gesellschaft für drahtlose Telegraphie, Berlin, wurde in Anerkennung seiner hervorragenden Verdienste um die Entwicklung der Funktelegraphie zum Ehrendoktor der philosophischen Fakultät der Universität Straßburg ernannt.

4. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen sind als ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen: Dipl.-Ing. J. Deutrich, Leutnant d. R. im Tel.-Batl. 5, zurzeit Bevollmächtigter Ingenieur b. d. Automobil- und Aviatic A.-G. Freiburg i. Br.; Dipl.-Ing. Aloys van Gries, Leutnant d. R., Berlin-Adlershof, Friedenstr. 9; Professor Dr.-Ing. Oesterlen, Hannover, zurzeit Berlin-Johannisthal, Stubenrauchstr. 17; Ernst Schwarz, Offizierstellvertreter und Flugzeugführer, zurzeit bei einem Armee-Flugpark im Felde; E. Vossnack, Ordentl. Professor für Schiffbau an der Technischen Hochschule zu Delft in Holland, zurzeit Adlershof, Waldstr. 38, II.

Außerdem haben wir noch die Freude, den Wiedereintritt Dr. Otto Antricks, i. Fa. Chem. Fabrik auf Aktien, vorm. E. Schering, Berlin-Westend, Ahorn-Allee 25, in die Gesellschaft begrüßen zu dürfen.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

- | | | | |
|---|--|--|---|
| <p>A. BAUMANN
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART</p> <p>Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE</p> <p>Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN</p> <p>H. BOYKOW
FREIGATHEN-LUTNANT A. D.,
FRIEDENAU-BERLIN</p> <p>Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN</p> <p>Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN</p> | <p>Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG</p> <p>Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN</p> <p>Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT
ADLERSHOF</p> <p>Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG</p> <p>Dr. N. JOLKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE MOSKAU</p> | <p>R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN</p> <p>Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG</p> <p>Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN</p> <p>Dr.-Ing. H. REISSNER
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG</p> <p>F. ROMBERG
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG</p> <p>Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN — GRAVENHAAG</p> | <p>Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN</p> <p>Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSH. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG</p> <p>Dipl.-Ing. SEPPELER
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT
ADLERSHOF</p> <p>FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPLOM-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAGEN</p> <p>Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN</p> |
|---|--|--|---|

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

29. Juli 1916.

Heft 13 und 14.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6, 9, 12, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steiglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechanstalt Steiglitz 1779, Telegr.-Adresse: „Vorreiter Berlin-Steiglitz“.

INHALT:

Systematische Propellerversuche. Von Diplom-Ingenieur K. Schaffran. S. 77.
Patentschau. S. 91.

Bücher-Besprechungen. S. 91.
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 92.

Systematische Propellerversuche.

Von Diplom-Ingenieur K. Schaffran.¹⁾

Bei dem schnellen Aufschwung des Flugzeug- und Luftschiffbauwesens konnten viele Probleme desselben bisher noch nicht in der gleichen eingehenden Weise verfolgt und durch systematische Versuche geklärt werden, wie dies auf dem verwandten, aber historisch weiter entwickelten Gebiete des Schiffbaues bereits geschehen ist. Wohl am empfindlichsten machte sich ein Mangel an positiven Unterlagen bei der Behandlung von allgemeinen Fragen des Luftpropellerbaues bemerkbar, besonders aus dem Grunde, weil dem Konstrukteur von Wasserpropellern in den Ergebnissen von Modellversuchen verschiedener Versuchsanstalten des In- und Auslandes schon ein wertvoller Anhalt geboten war, um für einen bestimmten vorliegenden Fall den zweckmäßigsten Propeller mit ziemlicher Sicherheit dimensionieren zu können. Ohne vorläufig auf die Frage einer direkten Übertragungsmöglichkeit der Ergebnisse von Wasserpropellern auf Luftschrauben näher einzugehen, sollen in folgendem zunächst an dem Beispiel einer Serie systematisch voneinander abgeleiteter Modellschiffsschrauben, welche von dem Verfasser in der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin, untersucht worden sind, die festgelegten Versuchs- und Auswertungsmethoden erörtert und letztere dann unter Heranziehung der Resultate von Modellluftpropellern englischer und französischer Versuchsanstalten sinngemäß auf die Verhält-

¹⁾ Vorsteher der Schiffbau-Abt. der Königl. Versuchsanstalt für Wasserbau u. Schiffbau, Privatdozent für Luft- und Wasserpropeller an der Techn. Hochschule Berlin.

nisse von Luftschrauben übertragen werden. Von einer Veröffentlichung der Ergebnisse dagegen, welche in der Kgl. Versuchsanstalt selbst mit Luftpropellermodellen sowohl in Wasser wie in Luft gewonnen worden sind, muß mit Rücksicht auf den augenblicklichen Kriegszustand an dieser Stelle vorläufig noch Abstand genommen werden.

I. Teil.

Systematische Wasserpropellerversuche Serie A der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau, Berlin.

Die Zeichnungen der charakteristischen Propeller dieser Serie sind in Fig. 1 dargestellt, die Lichtbilder aller 20 aus diesen gesetzmäßig abgeleiteten Schrauben zeigt Fig. 2.

A. Abmessungen und Daten der untersuchten Modellpropeller.

- Durchmesser $D = 120$ mm,
Nabendurchmesser $d = 20$ mm = $\frac{D}{6}$,
Anzahl der Flügel $z = 3$.

Die Erzeugende der Flügeldruckseite war gradlinig und unter 1:8 nach hinten geneigt.

Das Flächenverhältnis A_p/A (projiziertes Flügelareal zur Diskfläche) betrug bei den fünf verschiedenen Gruppen mit

verschiedenen Steigungsverhältnissen 25, 30, 40, 50 und 60%.

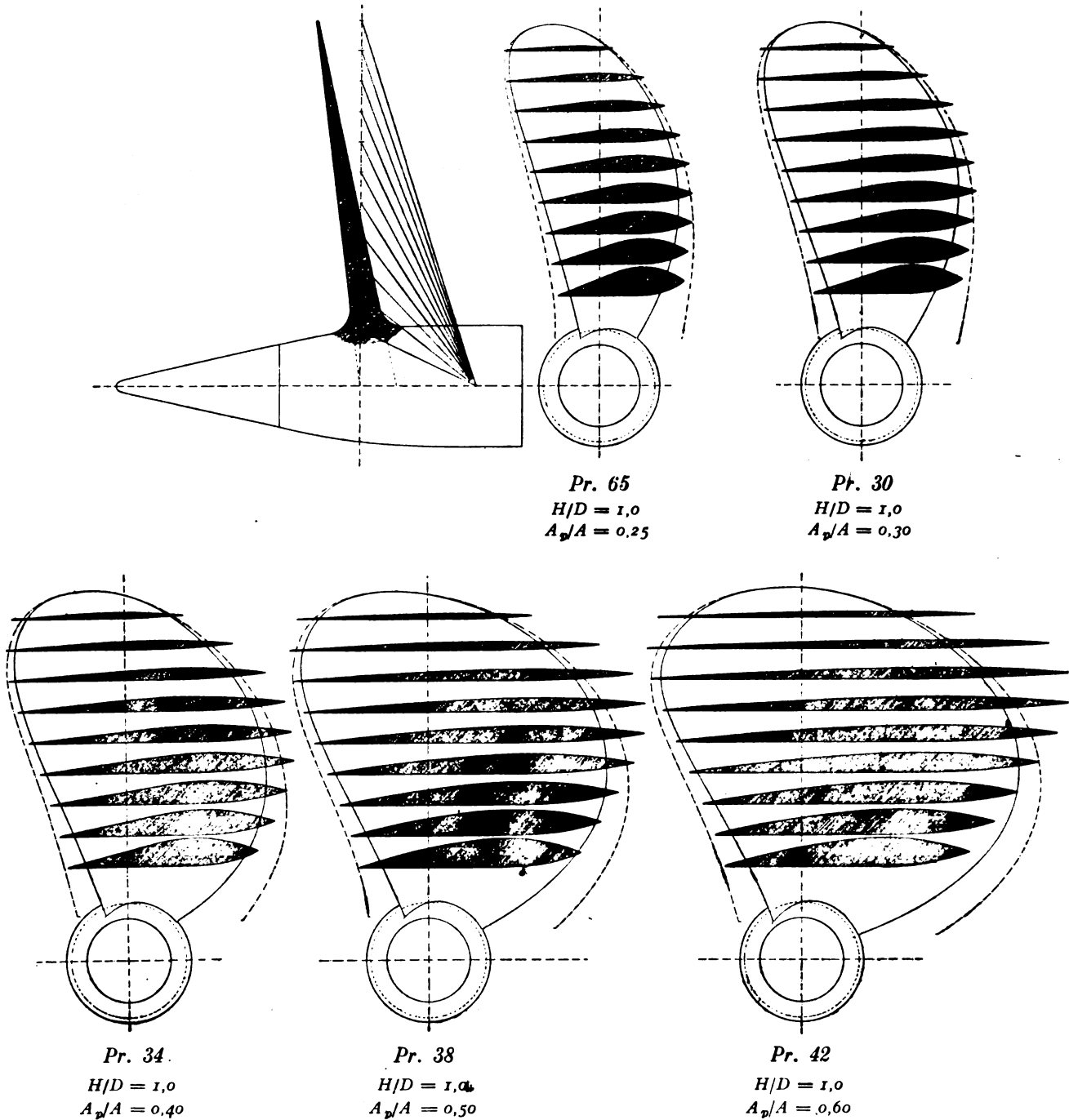
A_p = projiziertes Flügelareal aller 3 Flügel,

$$A = \text{Schraubendiskareal} = \frac{D^2 \cdot \pi}{4}$$

Die Schraubensteigung war in jedem Falle konstant.

5,22%; δ_t = größte (ideelle) Dicke des Flügelquerschnittes an der Propellerdrehachse.

Die Flügelform war in der Projektion unsymmetrisch und hatte den in der Fig. 1 dargestellten Umriß, der bei den verschiedenen Steigungsverhältnissen genau kongruent und bei den verschiedenen Flächenverhältnissen in gleichem Verhältnis ähnlich eingehalten wurde.



Modellpropeller der Serie A.

Fig. 1.

Unter der Steigung H ist durchwegs die mathematische der Propellerdruckseite zu verstehen. Die vier verschiedenen Steigungsverhältnisse H/D der fünf verschiedenen Gruppen mit verschiedenen Flächenverhältnissen betragen 0,60, 0,80, 1,00 und 1,20.

Die Erzeugende der Propellerrückenseite war ebenfalls gradlinig.

Das Dickenverhältnis $\frac{\delta_t}{D}$ aller Modellpropeller betrug

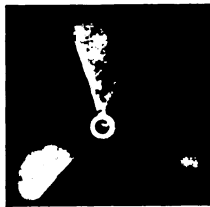
Die Flügelquerschnitte waren auf ganzer Propellerlänge, besonders aber nach der Nabe zu, auf der Druckseite vorne nach oben aufgeholt und hatten ihre größte Dicke nicht wie gewöhnlich auf halber Breite des Flügelblattes, sondern auf $\frac{1}{3}$ der Breite von der eintretenden Kante ab gerechnet.

In der Zusammenstellung der Photos sind die 20 verschiedenen Modellpropeller gruppenweise nebeneinander bei gleichen Flächenverhältnissen und verschiedenen Steigungsverhältnissen und untereinander bei gleichen Steigungsverhältnissen

Systematische Propellerversuche

Versuchs-Serie A

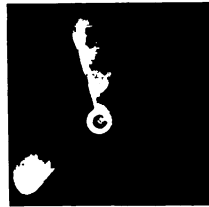
5,22% Dickenverhältnis



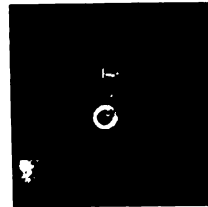
Prop. 63 $\frac{5,22 \times 25}{60}$



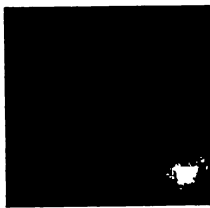
Prop. 64 $\frac{5,22 \times 25}{80}$



Prop. 65 $\frac{5,22 \times 25}{100}$



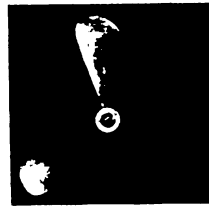
Prop. 66 $\frac{5,22 \times 25}{120}$



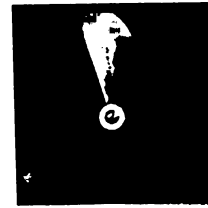
Prop. 28 $\frac{5,22 \times 30}{60}$



Prop. 29 $\frac{5,22 \times 30}{80}$



Prop. 30 $\frac{5,22 \times 30}{100}$



Prop. 31 $\frac{5,22 \times 30}{120}$



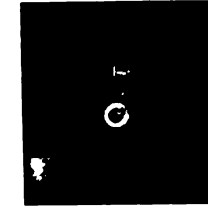
Prop. 32 $\frac{5,22 \times 40}{60}$



Prop. 33 $\frac{5,22 \times 40}{80}$



Prop. 34 $\frac{5,22 \times 40}{100}$



Prop. 35 $\frac{5,22 \times 40}{120}$



Prop. 36 $\frac{5,22 \times 50}{60}$



Prop. 37 $\frac{5,22 \times 50}{80}$



Prop. 38 $\frac{5,22 \times 50}{100}$



Prop. 39 $\frac{5,22 \times 50}{120}$



Prop. 40 $\frac{5,22 \times 60}{60}$



Prop. 41 $\frac{5,22 \times 60}{80}$



Prop. 42 $\frac{5,22 \times 60}{100}$



Prop. 43 $\frac{5,22 \times 60}{120}$

Fig. 2.

nissen und verschiedenen Flächenverhältnissen geordnet. Die Zahlenbezeichnungen hinter den betreffenden Propellernummern bedeuten:

$$\frac{\text{Dickenverhältnis} \times \text{Flächenverhältnis}}{\text{Steigungsverhältnis}}$$

alle in Prozenten, z. B. beim ersten Propeller Nr. 63:

$$\frac{5,22 \times 25}{60}$$

- d. i. 5,22% Dickenverhältnis $\frac{\delta_t}{D}$,
25% Flächenverhältnis $\frac{A_p}{A}$,
60% Steigungsverhältnis H/D .

B. Methode der Untersuchung zur Bestimmung des reinen Propellerwirkungsgrades η_p auf Grund von Fahrtversuchen mit Propellermodellen allein, d. h. ohne Schiffsmodell.

Der reine Wirkungsgrad eines freifahrenden, d. h. ohne Schiff arbeitenden Propellers ist gleich dem Verhältnis der geleisteten nutzbaren Schubarbeit zu der aufgewandten Dreharbeit.

$$\eta_p = \frac{S \cdot V_e}{2 \pi n M}$$

- S = Propellerschub in kg,
- V_e = Fahrtgeschwindigkeit in m/sec beim Schleppen des Propellers ohne Schiff = nomineller Zuflußgeschwindigkeit des Wassers in den Propeller beim Arbeiten hinter dem Schiff = Schiffsgeschwindigkeit vermindert um den Nachstrom,
- $S \cdot V_e$ = nutzbare Schubarbeit in mkg,
- n = Tourenzahl pro Sekunde,
- M = Drehmoment in mkg,
- $2 \pi n M$ = aufgewandte Dreharbeit in mkg.

Modell-Propeller Nr. 30.

Daten des Propellers:

- Anzahl der Flügel 3
- Äußerer Durchmesser . . . 1000 mm
- Naben - Durchmesser . . . 167 »
- Steigung . . . 1000 «
- Disk-Areal . . . 0,785 qm
- Abgew. Flügel-Areal . . . 0,287 »
- Proj. Flügel-Areal . . . 0,236 «
- Neigung der Erzeug. 1 : 8

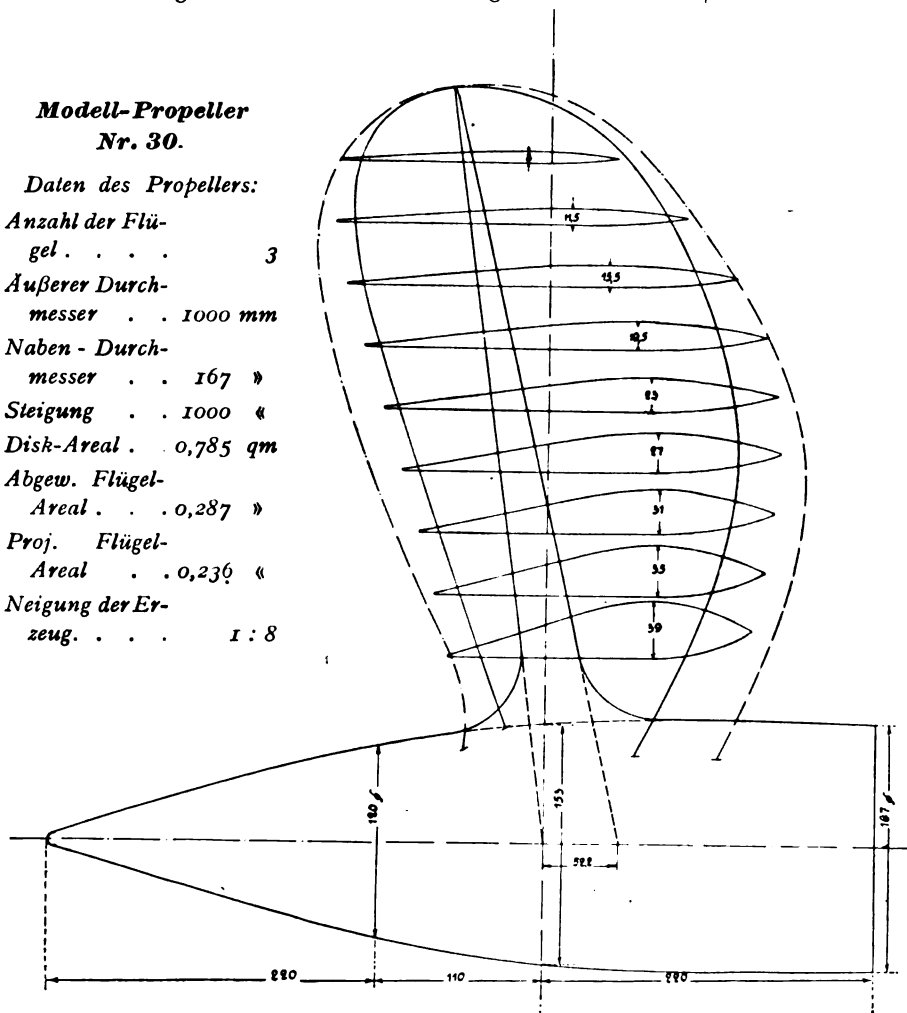


Fig. 3.

Die Modellpropeller wurden durchweg mit der konstanten Tourenzahl von 15/sec bei verschiedenen Fahrtgeschwindigkeiten frei ohne Schiffsmodell in einer Tiefe der Mitte Welle von 120 mm unter der Wasseroberfläche, einer Strecke, welche also gleich dem Propellerdurchmesser D war, untersucht. Durch Messung von Schub, Drehmoment und Tourenzahl ergab sich der betreffende Wirkungsgrad für das jedesmalige Slipverhältnis. Die Werte von Propellerschub, Drehmoment und Wirkungsgrad des in Fig. 3 dargestellten Propellers Nr. 30, aus welchem alle übrigen der Serie A gesetzmäßig voneinander abgeleitet wurden, sind in den Versuchsdiagrammen Fig. 4 durch drei Kurven der Konstanten c_1, c_2, c_3 gegeben, deren Ableitung in folgendem vorgenommen ist:

Der Propellerschub ist nach fast allen Propellertheorien in kg:

$$S = c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot A \cdot n H (n H - V_e)$$

- γ = spezifisches Gewicht des Wassers = 1000,
- g = Erdbeschleunigung = 9,81,
- $A = \frac{D^2 \pi}{4}$ = Schraubendiskfläche in m^2 ,
- n = Tourenzahl/sec,
- H = Konstruktionssteigung des Propellers in m = mathematische Steigung der Propellerdruckseite,
- V_e = Fahrtgeschwindigkeit in m/sec,
- c = Konstante, die unter Annahme der Richtigkeit des Ähnlichkeitsgesetzes bei allen ähnlichen Propellern für gleiches Slipverhältnis gleich groß, sonst aber abhängig von Flügelform, Flügelquerschnitt, Flügelzahl, Steigungs- und Flächenverhältnis ist.

Unter der Bezeichnung

$$\frac{n H - V_e}{n H} = s_n$$

versteht man den nominellen Slip eines freifahrenden Propellers im Gegensatz zu dem wirklichen oder wirksamen

$$s_w = \frac{n \cdot H_w - V_e}{n H_w}$$

der in der Regel einen größeren Betrag als der nominelle hat, da die wirksame Steigung des Propellerflügels H_w infolge der Krümmung der Rückseite größer als die nominelle H , d. h. die mathematische Steigung der Propellerdruckseite ist. Von beiden ist noch der sog. scheinbare Slip

$$s_s = \frac{n H - V_m}{n H}$$

(V_m = Schiffsgeschwindigkeit in m/sec) zu unterscheiden, der den prozentualen Fortschritt des Propellers gegenüber der Schiffsgeschwindigkeit ohne Berücksichtigung des Nachstromes ausdrückt. Der nominelle Slip steht mit dem scheinbaren in folgender Beziehung:

$$s_n = \frac{n H - V_e}{n H}$$

$$V_e = V_m (1 - w),$$

w = Nachstromziffer,

$$s_n = \frac{n H - V_m}{n H} + \frac{w V_m}{n H}$$

$$\therefore s_n = s_s + \frac{w V_m}{n H}$$

Setzt man in die Propellerschubgleichung $(n H - V_e) = s_n \cdot n H$ ein, so erhält man

$$S = c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot D^2 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot s_n n^2 H^2,$$

$$\frac{S}{D^2 \cdot H^2 \cdot n^2} = \left(c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot s_n \right) = c_1.$$

Die Schubkonstante c_1 ist also nur abhängig vom Slip s_n und als eine Funktion in den Diagrammen eingetragen. Ein gleiches ist mit der Momentenkonstanten

$$c_2 = \frac{M}{D^2 H^3 n^2}$$

geschehen, welche, wie in folgendem gezeigt werden soll, nach dem Ähnlichkeitsgesetz bei gleichem Slip ebenfalls für alle ähnlichen Propeller beliebiger Dimension gleich groß sein muß. Da nämlich nach obigem

$$\frac{S \cdot V_e}{2 \pi n M} = \eta_p \text{ und } V_e = n H (1 - s_n)$$

ist, so ergibt sich

$$\frac{S \cdot n H (1 - s_n)}{2 \pi n M} = \eta_p,$$

$$M = S \cdot \frac{H}{2 \pi} \cdot \frac{1 - s_n}{\eta_p}.$$

Nach dem Ähnlichkeitsgesetz liegt bei gleichem Slip s_n gleicher Wirkungsgrad η_p vor, daher ist $\frac{1 - s_n}{\eta_p}$ eine Konstante, also

$$M = c \cdot S \cdot \frac{H}{2 \pi},$$

$$S = c_1 \cdot n^2 D^2 H^2,$$

mithin

$$M = \left(\frac{c \cdot c_1}{2 \pi} \right) \cdot n^2 D^2 H^3 = c_2 \cdot n^2 D^2 H^3,$$

also $c_2 = \frac{M}{D^2 H^3 n^2}$ = Momentenkonstante für einen bestimmten Slip.

$$\text{Propellerwirkungsgrad } \eta_p = \frac{S \cdot V_e}{2 \pi \cdot n \cdot M}.$$

$$S = c_1 \cdot D^2 \cdot H^2 \cdot n^2,$$

$$M = c_2 \cdot D^2 \cdot H^3 \cdot n^2,$$

$$V_e = H \cdot n (1 - s_n),$$

$$\eta_p = \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1 - s_n}{2 \pi} = \left(\frac{c_1}{c_2 \cdot 2 \pi} \right) \cdot (1 - s_n) = c_3 (1 - s_n).$$

c_3 = Wirkungsgradkonstante, die mit $(1 - s_n)$ multipliziert werden muß, um den jedesmaligen Wirkungsgrad selbst zu ergeben.

Die Versuchsergebnisse, nämlich die Schubkonstante

$$c_1 = \frac{S}{D^2 H^2 n^2}.$$

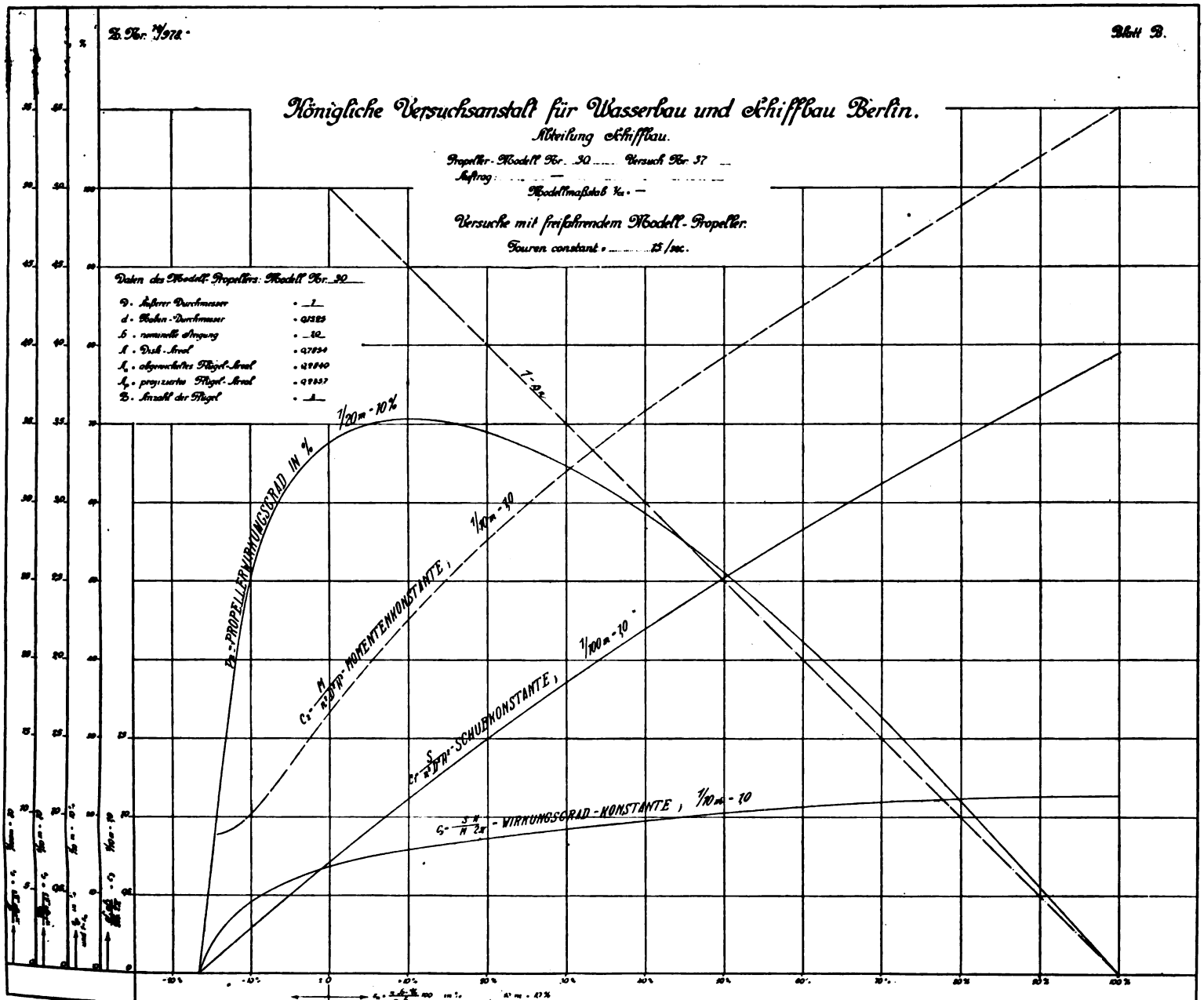


Fig. 4.

die Momentenkonstante

$$c_2 = \frac{M}{D^2 H^3 n^2}$$

und der Propellerwirkungsgrad

$$\eta_p = \frac{S \cdot V_e}{2 \pi n M}$$

werden, wie dies aus den Diagrammen der Fig. 4 zu erschen, in Kurven als Funktion des nominellen Slips graphisch aufgetragen. Kennt man das Slipverhältnis, bei dem ein dem untersuchten Modellpropeller genau ähnlicher Schiffspropeller beliebiger Dimension arbeitet, so ist sein Wirkungsgrad η_p aus den Diagrammen ohne weiteres zu entnehmen. Der nutzbare Propellerschub in kg ergibt sich aus der Konstanten c_1 bei dem betreffenden Slip zu

$$S = c_1 \cdot D^2 \cdot H^3 \cdot n^2.$$

Das erforderliche Drehmoment in mkg aus der Konstanten c_2 zu

$$M = c_2 \cdot D^2 \cdot H^3 \cdot n^2.$$

Die Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers in m/sec:

$$V_e = n H (1 - s_n).$$

Nutzbare Propellerschubpferdestärken:

$$SPS = \frac{S \cdot V_e}{75}.$$

Abgebremste Wellenpferdestärken:

$$WPS = \frac{2 n M}{75}.$$

Der reine Propellerwirkungsgrad muß wieder sein:

$$\eta_p = \frac{SPS}{WPS}.$$

Von diesem so definierten reinen Propellerwirkungsgrad η_p ist, beim Arbeiten des Propellers hinter dem Schiff der sog. Gesamtwirkungsgrad der Propulsion

$$\eta = \frac{EPS}{WPS},$$

zu unterscheiden, d. h. das Verhältnis der effektiven Schlepppferdestärken EPS , die zur Überwindung des reinen Widerstandes W des Schiffes erforderlich sind, zu den abgebremsten Wellenpferdestärken der Maschine.

$$EPS = \frac{W \cdot V_m}{75}.$$

W = Schiffswiderstand des Schiffes (ohne Schrauben) in kg bei der (Schlepp-) Geschwindigkeit V_m in m/sec.

Zur Überwindung des Schiffswiderstandes W müssen die Propeller einen Gesamtschub S ausüben, der um den Betrag des Soges größer als der erstere ist.

$$S(1 - t) = W,$$

$$S = \frac{W}{1 - t},$$

$$t = \text{Sogziffer.}$$

Der Gütegrad der Sogbeeinflussung ist durch das Verhältnis

$$\frac{W}{S} = 1 - t = \eta_t$$

gekennzeichnet.

Die Propeller arbeiten hinter dem Schiff bei einer Wasserzuflußgeschwindigkeit V_e , die infolge des Nachstromes kleiner als die Schiffsgeschwindigkeit ist und mit dieser in folgender Beziehung steht:

$$V_e = V_m (1 - w),$$

$$V_m = \text{Schiffsgeschwindigkeit in m/sec,}$$

$$w = \text{Nachstromziffer.}$$

Die effektiven Propellerschubpferdestärken betragen daher

$$SPS = \frac{S \cdot V_e}{75},$$

während sie für den gleichen Schub ohne Vorhandensein des Nachstromes $\frac{S \cdot V_m}{75}$ wären.

Mithin ist die Wirkung des Nachstromes durch das Verhältnis

$$\frac{V_m}{V_e} = \frac{1}{1 - w} = \eta_w$$

gekennzeichnet.

Der reine Propellerwirkungsgrad η_p schließlich ist gleich dem Verhältnis der effektiven Propellerschubpferdestärken SPS zu den abgebremsten Wellenpferdestärken WPS

$$\eta_p = \frac{SPS}{WPS}.$$

Folglich ist der Gesamtwirkungsgrad der Propulsion η gleich dem Produkt der drei einzelnen Faktoren:

$$1. \quad \eta_p = \frac{SPS}{WPS} = \text{reiner Propellerwirkungsgrad,}$$

$$2. \quad \eta_t = \frac{W}{S} = 1 - t = \text{Einflußgrad des Propellersoges,}$$

$$3. \quad \eta_w = \frac{V_m}{V_e} = \frac{1}{1 - w} = \text{Einflußgrad des Nachstromes.}$$

Mithin

$$\eta = \eta_p \cdot \eta_t \cdot \eta_w = \frac{SPS}{WPS} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{V_m}{V_e} = \eta_p \cdot \frac{1 - t}{1 - w}.$$

Hierin ist durch das Produkt

$$\eta_t \cdot \eta_w = \frac{W}{S} \cdot \frac{V_m}{V_e} = \frac{1 - t}{1 - w} = \eta_s$$

der Einflußgrad von Sog und Nachstrom auf den Gesamtwirkungsgrad der Propulsion η gekennzeichnet. Die Werte von η_s geben einen Maßstab für die Zweckmäßigkeit der gewählten Schiffsförm, soweit ein günstiges Arbeiten der Propeller in Frage kommt.

Der Gesamtwirkungsgrad der Propulsion η selbst ist, wie nochmals hervorgehoben werden soll, gleich dem Verhältnis der effektiven Schlepppferdestärken EPS zu den abgebremsten Wellenpferdestärken WPS :

$$\eta = \frac{EPS}{WPS},$$

was auch aus obiger Analyse hervorgeht;

$$\eta = \frac{SPS}{WPS} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{V_m}{V_e},$$

$$SPS = \frac{S \cdot V_e}{75},$$

$$\eta = \frac{S \cdot V_e}{75} \cdot \frac{1}{WPS} \cdot \frac{W}{S} \cdot \frac{V_m}{V_e},$$

$$\eta = \frac{W \cdot V_m}{75} \cdot \frac{1}{WPS},$$

$$\frac{W \cdot V_m}{75} = EPS,$$

$$\therefore \eta = \frac{EPS}{WPS}.$$

C. Diagramme der Versuchsergebnisse.

Die aus den systematischen Propellerversuchen der Serie A nach obiger Auswertungsmethode unmittelbar festgestellten Resultate sind in den Diagrammen Fig. 5 bis 9 in Form der von den absoluten Abmessungen der Propeller unabhängigen Schubkonstanten

$$c_1 = \frac{S}{n^2 D^2 H^3}$$

und Momentenkonstanten

$$c_2 = \frac{M}{n^3 D^3 H^3}$$

sowie der zugehörigen Wirkungsgrade η_p als Funktion des nominellen Slips s_n gruppenweise für die gleichen Flächenverhältnisse $A_p/A = 25, 30, 40, 50$ und 60% bei den verschiedenen Steigungsverhältnissen $H/D = 0,6, 0,8, 1,0$ und $1,2$ graphisch aufgetragen. Es geht daraus folgendes hervor:

Die Werte von c_1 und c_2 nehmen mit zunehmendem s_n ebenfalls zu und erreichen bei Slip gleich 100% , welcher dem Standversuch entspricht, ihr Maximum.

Die Werte $c_1 = 0$, die gleichbedeutend mit Schub gleich Null sind, werden nicht bei $s_n = 0$, sondern bereits bei ganz bedeutenden negativen Slips erreicht, was darauf schließen läßt, daß bei den vorliegenden Propellern die wirksame Steigung wesentlich größer als die nominelle gewesen ist, und zwar tritt dies um so mehr in die Erscheinung, je kleiner bei der durchweg gleich groß eingehaltenen maximalen Querschnittsdicke der Flügel bei gleichen Flächenverhältnissen die Steigungsverhältnisse und je kleiner bei gleichen Steigungsverhältnissen die Flächenverhältnisse waren.

Bei $c_1 = 0$ oder Schub gleich Null haben die c_2 -Werte und Momente schon einen bestimmten Betrag, entsprechend

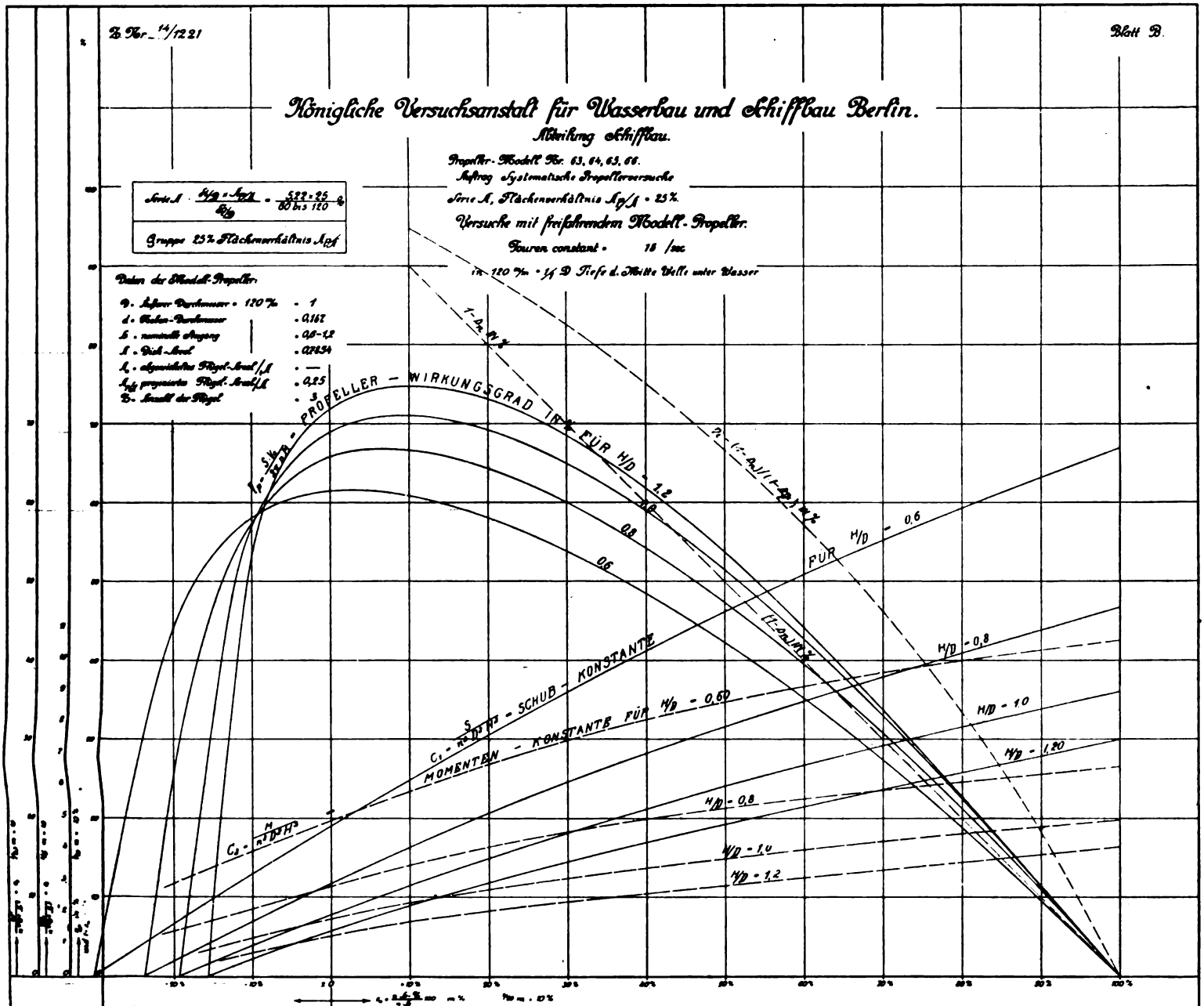
der Drehkraft, welche erforderlich ist, um den Propeller ohne Schubwirkung nur unter Überwindung seines Eigenwiderstandes durch das Wasser zu bewegen.

Die c_1 -Werte ebenso wie die c_2 -Werte sind durchweg bei gleichem nominellen Slip s_n um so größer, je kleiner die Steigungsverhältnisse H/D waren.

Die Werte von c_1 und c_2 sind bei höheren Slips bis zu $s_n = 100\%$ bei gleichen nominellen Slips um so größer, je größer die Flächenverhältnisse waren, wogegen bei kleineren s_n von einem bestimmten Slip abwärts, das Umgekehrte vorlag.

Die Propellerwirkungsgrade η_p weisen naturgemäß bei $c_1 = 0$ den Wert Null auf, da hierbei trotz der hohen Fahrtgeschwindigkeit kein nutzbarer Schub erzeugt wird, und kommen bei $s_n = 100\%$ (Standprobe) wieder auf Null zurück, da bei diesem trotz des ausgeübten größten Schubes keine Fahrtgeschwindigkeit vorliegt.

Das Maximum der Propellerwirkungsgrade η_p wird sowohl bei den einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis, aber verschiedenen Steigungsverhältnissen als auch bei den Gruppen von gleichem Steigungsverhältnis, aber verschiedenen Flächenverhältnissen, fast durchweg bei verschiedenen nominellen Slips erreicht. Eine allgemein gültige Gesetzmäßigkeit läßt sich hierfür nur schwer angeben. Während



bei den einzelnen Gruppen mit kleinerem A_p/A und verschiedenem H/D der Slip für die maximalen Wirkungsgrade um so größer ist, je höher die Steigungsverhältnisse sind, scheint für die größeren A_p/A , wenn auch in geringerem Grade, das Umgekehrte der Fall zu sein. Bei den einzelnen Gruppen mit gleichem H/D aber verschiedenen A_p/A dagegen ist der nominelle Slip s_n für die maximalen Wirkungsgrade durchweg um so größer, je größer die Flächenverhältnisse sind.

Die Maximalwerte von η_p erreichen bei gleichen Flächenverhältnissen durchweg, und zwar in starkem Grade, einen um so größeren Wert, je höher die Steigungsverhältnisse sind, und bei gleichen Steigungsverhältnissen, allerdings in wesentlich geringerem Maße, einen um so höheren, je kleiner die Flächenverhältnisse sind.

Bei den höheren Slipverhältnissen überschreiten die Propellerwirkungsgrade zum Teil die Werte von $(1 - s_n)$, erreichen, dagegen nicht die der sog. idealen

$$\eta_i = \frac{1 - s_n}{1 - \frac{1}{2} s_n}$$

Zu letzterem wäre kurz folgendes zu bemerken:
Es ist der Wirkungsgrad

$$\eta_p = \frac{S \cdot V_e}{2 \pi n M}$$

Macht man die vielfach übliche (fälschliche) Annahme, daß die Beziehung von Drehkraft M am Radius r zum Propellerschub S bei hohem Slip, d. h. großem Zustromwinkel des Wassers zur Ebene des Flügelblattes, unter Vernachlässigung des Eigenwiderstandes des letzteren, durch einfache Kräftezerlegung annähernd mit dem Verhältnis $\frac{H}{2\pi}$ eingesetzt werden darf, so würde sein:

$$\eta_p = \frac{V_e}{2 \pi n} \cdot \frac{2 \pi}{H} = \frac{V_e}{n \cdot H}$$

$$V_e = n H (1 - s_n)$$

$$\eta_p = 1 - s_n$$

Die Ableitung für den Wirkungsgrad η_i eines idealen Propellers kann unter alleiniger Berücksichtigung des Slipverlustes folgendermaßen vorgenommen werden:

Der Schub, welchen ein solcher Propeller ausüben würde, ist gleich der Masse M des bewegten Wassers, multipliziert mit der Geschwindigkeitsänderung dV an derselben.

$$S = M \cdot dV,$$

$$S = \text{Propellerschub in kg,}$$

$$M = \text{Masse des bewegten (durchfließenden) Wassers} = \frac{\gamma}{g} \cdot A \cdot V_e,$$

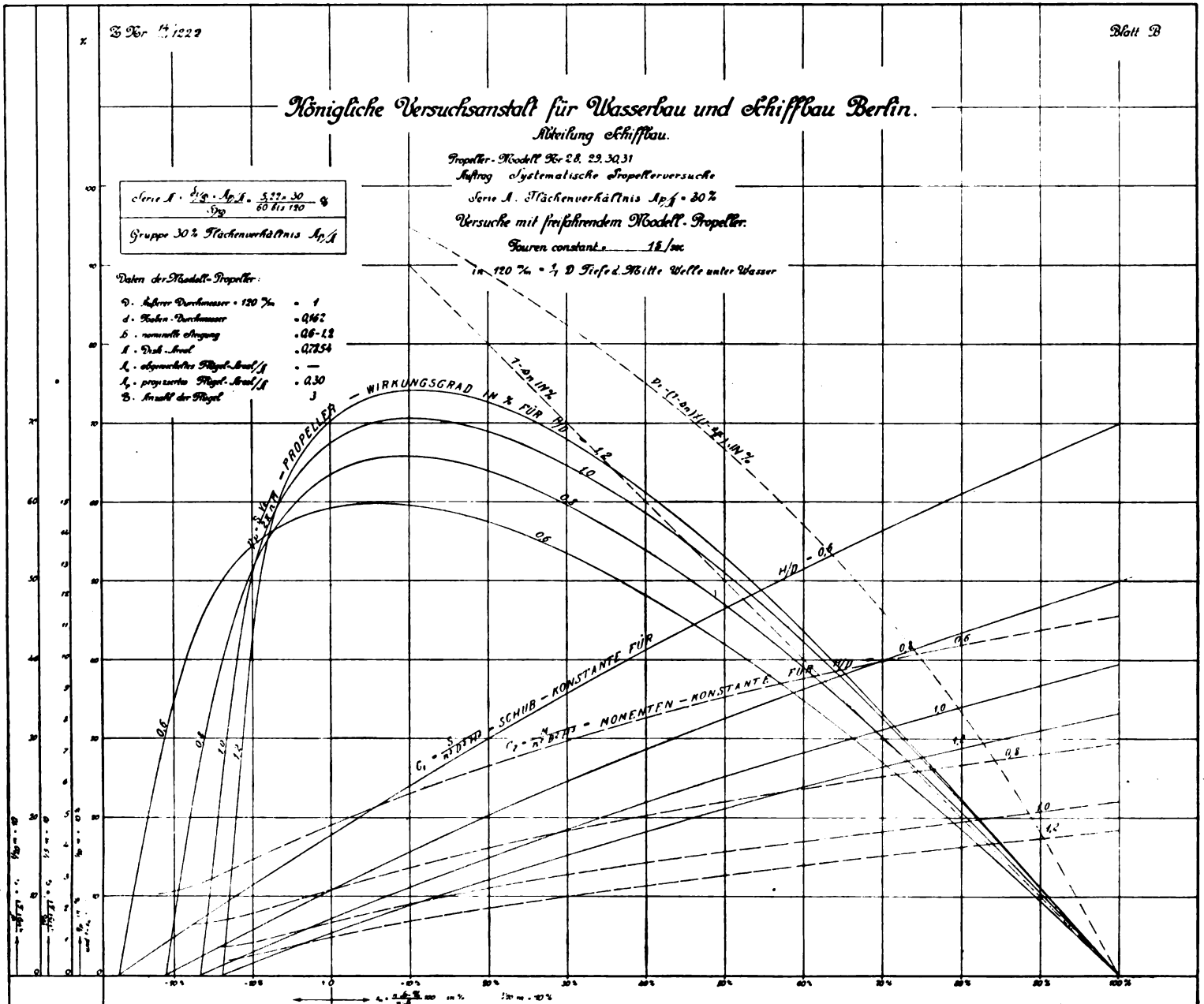


Fig. 6.

γ = spezifisches Gewicht des Wassers = 1000,
 g = Erdbeschleunigung pro Sek. = 9,81,
 A = Diskareal der Schraubenfläche = $\frac{D^2 \pi}{4}$ in qm,
 D = Propellerdurchmesser in m,
 V_a = nominelle Austrittsgeschwindigkeit des Wassers aus dem Propeller in m/sec,
 $dV = V_a - V_e$,
 V_e = nominelle Zuflußgeschwindigkeit des Wassers in den Propeller in m/sec gleich der Geschwindigkeit eines frei ohne Schiff fahrenden Propellers = Schiffsgeschwindigkeit vermindert um den Nachstrom.

Nutzbare Schubarbeit des Propellers

$$S \cdot V_e = \frac{\gamma A \cdot V_a}{g} \cdot (V_a - V_e) \cdot V_e.$$

Durch Beschleunigung des durchfließenden Wassers verlorene Arbeit:

$$\frac{M}{2} \cdot dV^2 = \frac{\gamma A}{g} \cdot V_a \cdot \frac{(V_a - V_e)^2}{2}.$$

Aufgewandte Arbeit in Summe:

$$\frac{\gamma A \cdot V_a}{g} (V_a - V_e) \cdot V_e + \gamma \cdot \frac{A \cdot V_a}{g} \frac{(V_a - V_e)^2}{2}.$$

Idealer Propellerwirkungsgrad:

$$\eta_i = \frac{\frac{\gamma A \cdot V_a}{g} (V_a - V_e) \cdot V_e}{\frac{\gamma A \cdot V_a}{g} (V_a - V_e) V_e + \frac{\gamma A \cdot V_a}{g} \frac{(V_a - V_e)^2}{2}}$$

$$\eta_i = \frac{2 V_e}{2 V_e + (V_a - V_e)} = \frac{2 \cdot V_e}{V_e + V_a}$$

$$\eta_i = \frac{2 \cdot V_e}{V_e + V_a}$$

V_a muß immer größer als V_e sein, wenn positiver Schub erzeugt werden soll. Je geringer V_a , die Austrittsgeschwindigkeit des Wassers, desto besser der Wirkungsgrad. Ist V_a recht klein und annähernd gleich V_e , so nähert sich der ideale Wirkungsgrad

$$\eta_i = \frac{2 \cdot V_e}{V_e + (V_e + dV_e)}$$

dem Werte 1.

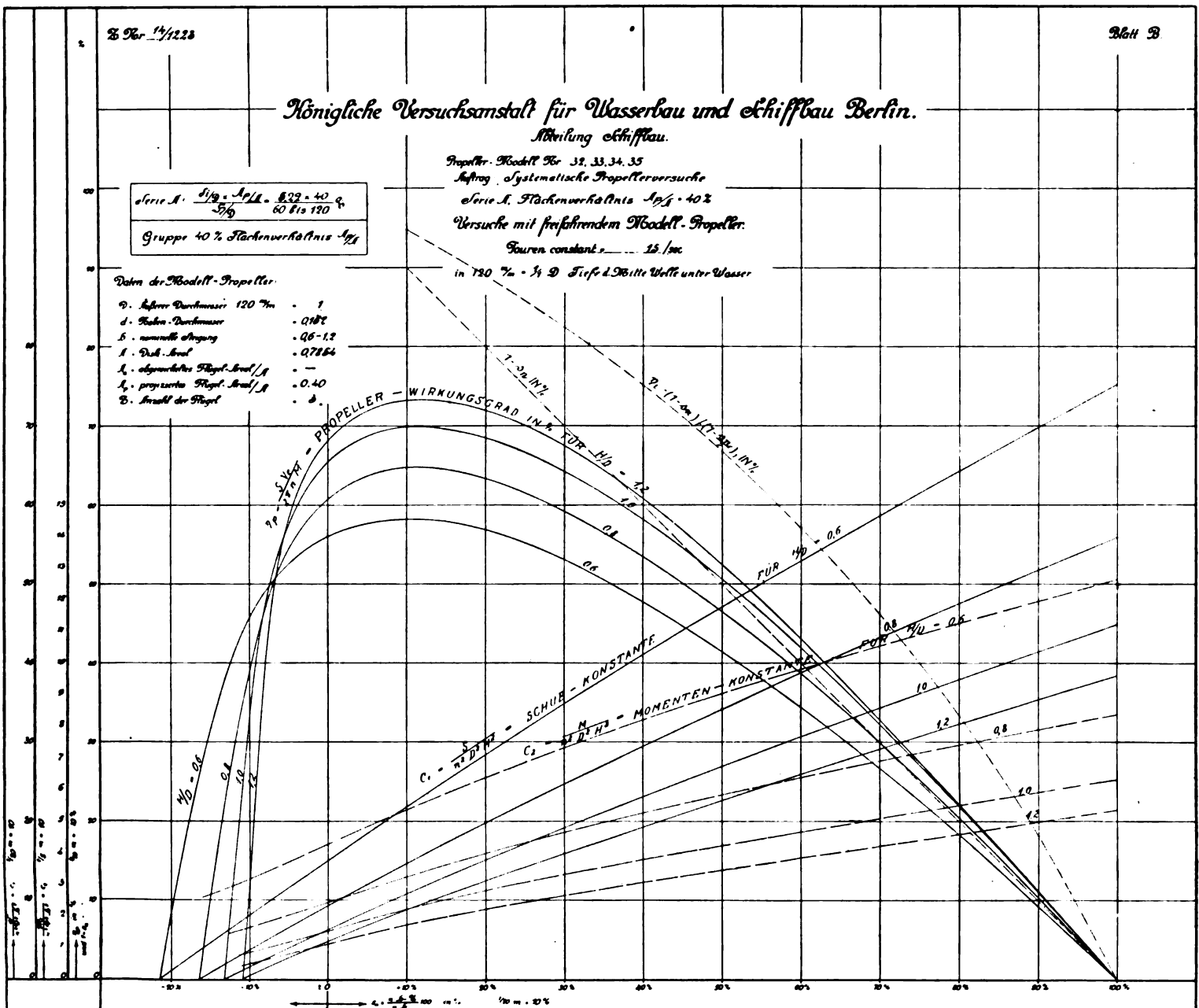


Fig. 7.

In diesem Falle wird aber auch nur ein unendlich kleiner nutzbarer Schub erzeugt. Es kommt jedoch darauf an, einen bestimmten verlangten Schub bei einem noch günstigen Wirkungsgrad zu erzielen.

$$S = \frac{\gamma \cdot A \cdot V_a}{g} (V_a - V_e),$$

$$V_a (V_a - V_e) = \frac{S \cdot g}{\gamma \cdot A},$$

$$V_a^2 - V_a \cdot V_e = \frac{S \cdot g}{\gamma \cdot A},$$

$$V_a = + \frac{V_e}{2} \pm \sqrt{\frac{V_e^2}{4} + \frac{S \cdot g}{\gamma \cdot A}}.$$

Die negative Wurzel ergibt für V_a einen negativen Wert, ist daher unbrauchbar.

$$\therefore V_a = \frac{V_e}{2} + \sqrt{\frac{V_e^2}{4} + \frac{S \cdot g}{\gamma \cdot A}}.$$

$$\eta_i = \frac{2 V_e}{V_e + V_a} = \frac{2 V_e}{V_e + \frac{V_e}{2} + \sqrt{\frac{V_e^2}{4} + \frac{S \cdot g}{\gamma \cdot A}}}$$

$$\eta_i = \frac{4 V_e}{3 V_e + \sqrt{V_e^2 + \frac{4 \cdot S \cdot g}{\gamma \cdot A}}}$$

$$\eta_i = \frac{4}{3 + \sqrt{\frac{4 S \cdot g}{\gamma \cdot A \cdot V_e^2} + 1}} = \text{idealer Wirkungsgrad.}$$

Letzterer ist hiernach eine Funktion von $\frac{S}{A \cdot V_e^2}$ oder für A den Wert von $D^2 \cdot \frac{\pi}{4}$ ($D =$ Propellerdurchmesser in m) eingeführt, eine solche von $\frac{S}{D^2 \cdot V_e^2}$, da alle übrigen Größen Konstante sind.

Wie oben abgeleitet, war der ideale Propellerwirkungsgrad auch gleich

$$\eta_i = \frac{2 V_e}{V_e + V_a}.$$

Macht man die Annahme, daß die wirksame Propellersteigung H_w gleich der nominellen H_n , d. h. der mathematischen Propellerdruckseite ist, so ist

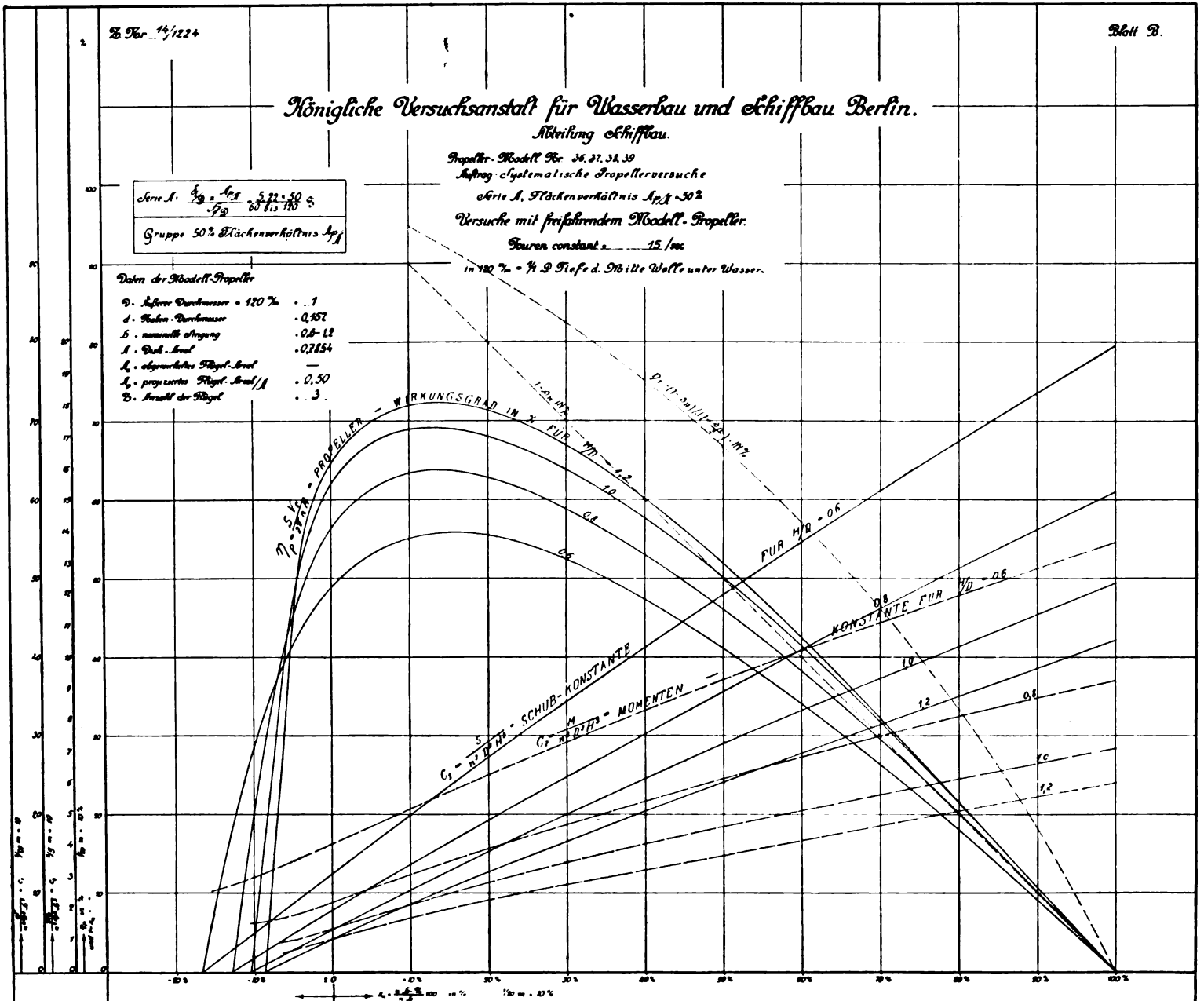


Fig. 8.

$$V_a = n \cdot H_n,$$

$$V_e = V_a (1 - s_n),$$

s_n = nomineller Slip,

$$\eta_i = \frac{2 V_a (1 - s_n)}{V_a (1 - s_n) + V_a} = \frac{2 (1 - s_n)}{1 - s_n + 1},$$

$$\therefore \eta_p = \frac{1 - s_n}{1 - \frac{s_n}{2}} = \eta_i = \text{idealer Wirkungsgrad.}$$

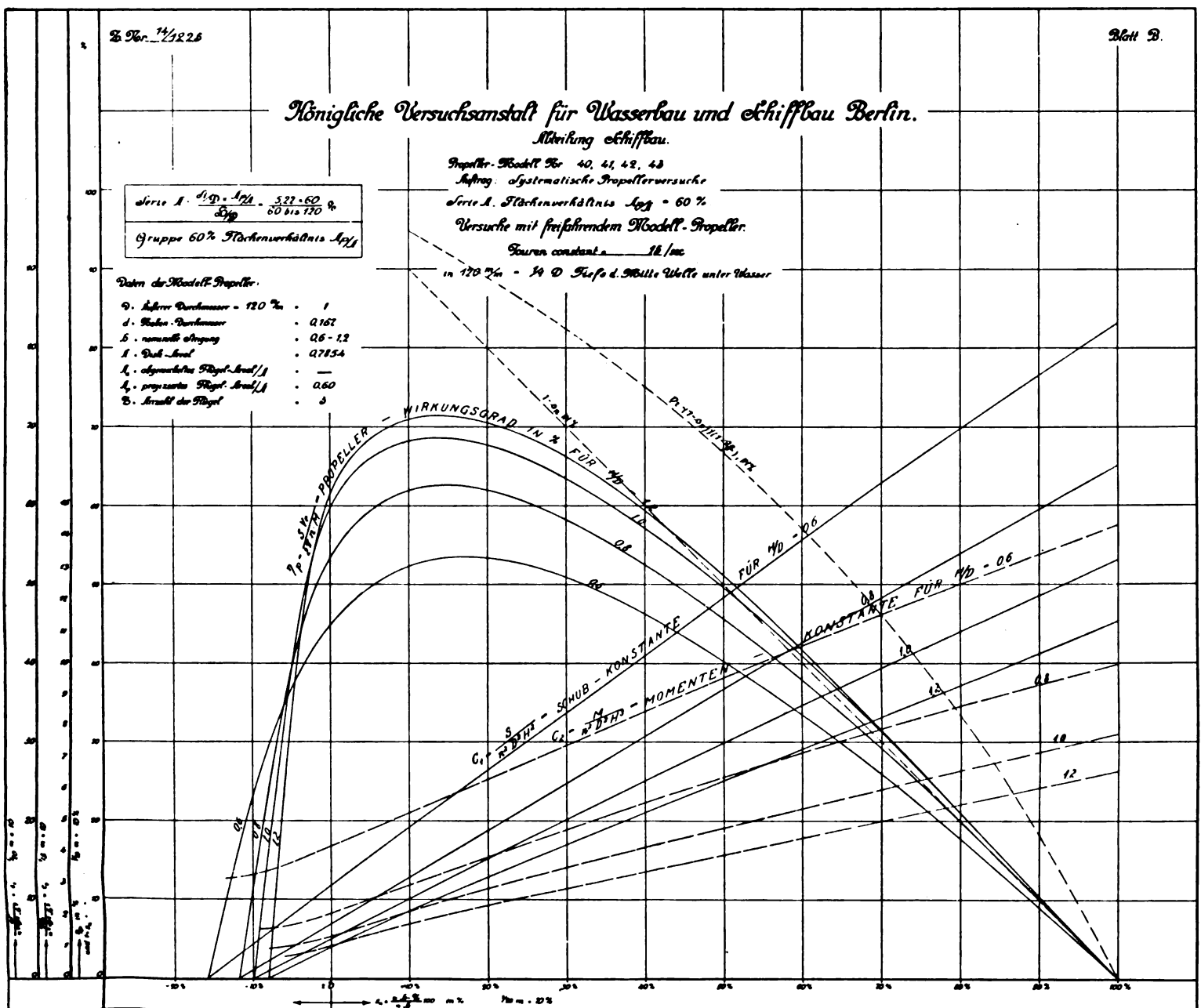
Letzter ist hiernach auch eine Funktion des nominellen Slips und als solche in den Versuchsdiagrammen Fig. 5 bis 9 neben der $1 - s_n$ -Linie aufgetragen. Wie daraus zu ersehen, überschreiten die versuchstechnisch ermittelten Propellerwirkungsgrade η_p bei hohen Slipverhältnissen zum Teil die $1 - s_n$ -Linie, erreichen naturgemäß nicht die Kurve des idealen Wirkungsgrades η_i , passen sich dieser aber ziemlich harmonisch an.

D. Auswertung der systematischen Propellerversuche Serie A für Standproben.

Wenn man auch den in der Praxis vielfach üblichen sog. Pfahl- oder Standproben nur einen beschränkten Wert zu-

sprechen darf, so liefern sie doch für Schlepper, die unter hohen Belastungsgraden, d. h. bei kleinen Geschwindigkeiten mit großen Trossenzügen fahren sollen, einen relativen Maßstab zur Beurteilung des Gütegrades der Schrauben¹⁾. Aus diesem Grunde ist in folgendem zunächst eine Auswertung der systematischen Propellerversuche Serie A für Standproben vorgenommen worden. Um Trugschlüssen vorzubeugen, die aus den Ergebnissen der Standversuche gezogen werden könnten, mag gleich vorweg die noch später zu erörternde Tatsache angeführt werden, daß, nach den Resultaten der Modellpropellerversuche zu urteilen, gerade diejenigen Propeller, welche bei den Pfahlproben und daher auch bis zu einer gewissen Grenze bei Schleppfahrten die günstigsten Ergebnisse aufweisen, sich für das freifahrende, d. h. ohne Trossenzug belastete und mit höherer Geschwindigkeit fahrende Schiff als die unvoreilhafteren herausstellen werden, so daß man bei der Wahl von Schrauben für Schlepper, die nicht nur im schleppenden Zustande, sondern auch freifahrend ohne Belastung durch den Trossenzug einen den Umständen entsprechenden guten Wirkungsgrad aufweisen sollen, einen Kompromiß zwischen beiden auseinanderstrebenden Anforderungen zu schließen genötigt sein wird.¹⁾

¹⁾ Ein Gleiches gilt bei Flugzeugen, insbesondere Wasserflugzeugen, für die Periode der Anfahr.



In den Diagrammen Fig. 10 bis 14 sind die aus den Diagrammen Fig. 5 bis 9 für Standproben ermittelten Resultate der fünf verschiedenen Propellergruppen der Serie A mit gleichen Flächenverhältnissen bei verschiedenen Steigungsverhältnissen in Form des sog. Propellergütegrades $S \cdot \sqrt{WPS}$ sowie der Tourenzahlkonstanten $C_n = n \cdot D$ als Funktion des Durchmesserbelastungsgrades $\frac{\sqrt{S}}{D}$ zusammengestellt.

Bei der Stand- oder Pfahlprobe (100% Slip) ist für die Tourenzahl n pro Sekunde eines bestimmten Propellermodells der Schub in kg:

$$S = c_1 \cdot n^2 D^2 H^2$$

und das Drehmoment in mkg:

$$M = c_2 \cdot n^2 D^2 H^2,$$

mithin die abgebremste Wellenpferdestärke

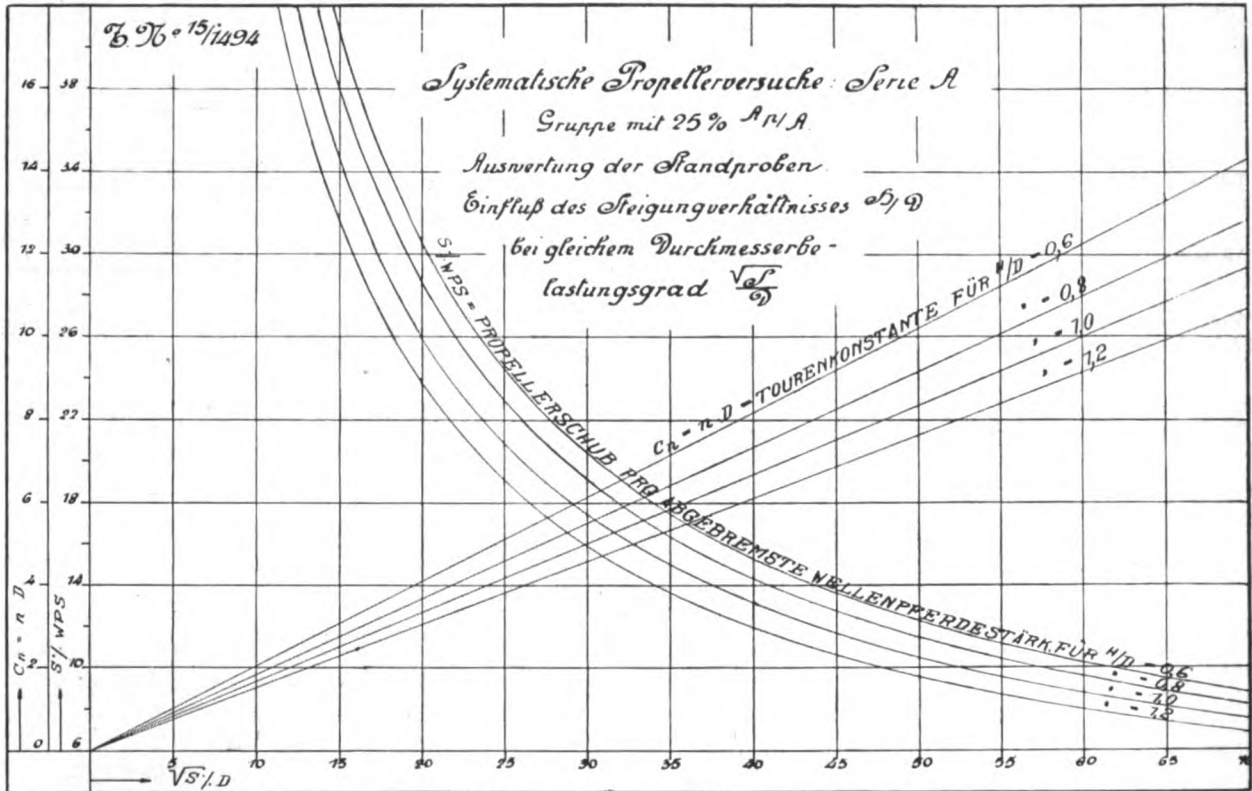


Fig. 10.

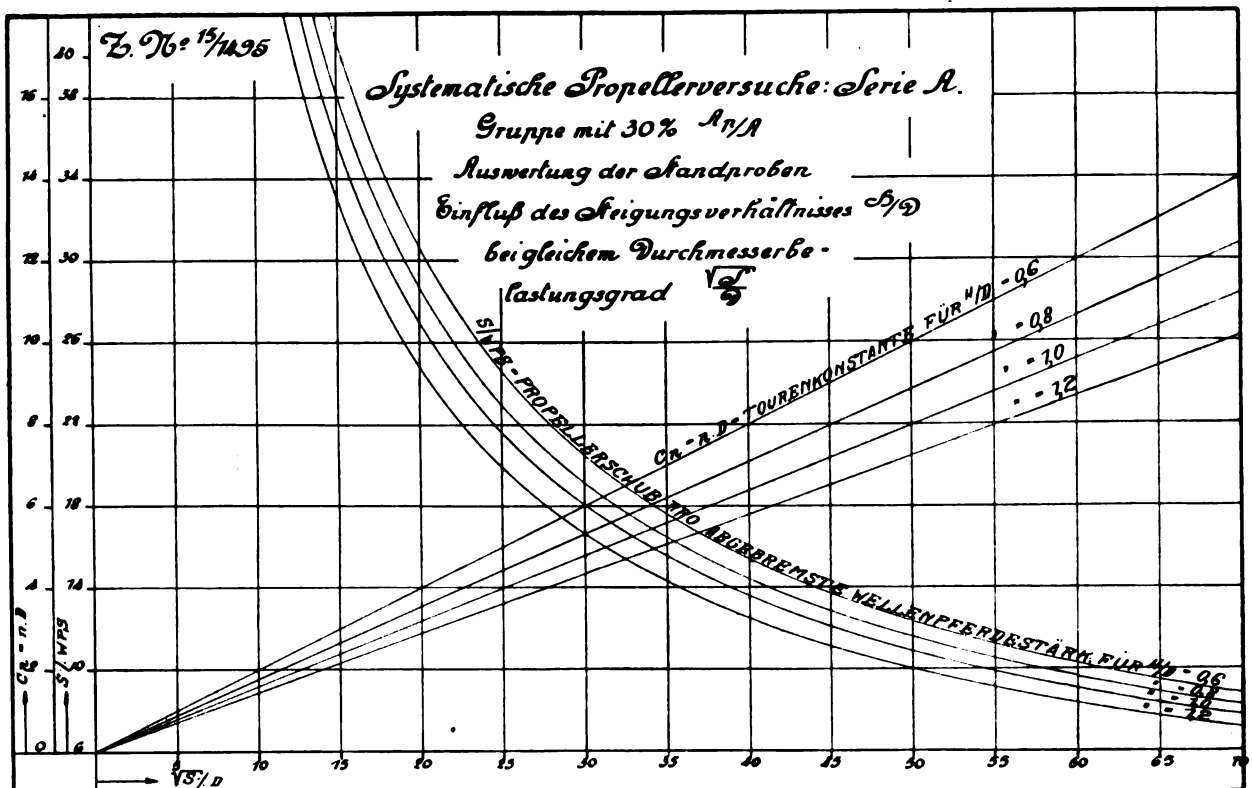


Fig. 11.

$$WPS = \frac{2\pi n M}{75} = \frac{2\pi}{75} \cdot c_2 \cdot n^3 \cdot D^3 \cdot H^3,$$

schließlich der Wert des Propellerschubes in kg pro abgebremste Wellenpferdestärke:

$$S \cdot WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{I}{nH},$$

$$H/D = k = \text{Steigungsverhältnis}, \\ H = k \cdot D,$$

folglich

$$S \cdot WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{I}{k} \cdot \frac{1}{nD}.$$

Auf die abgeleitete Beziehung $S \cdot WPS$ -Propellerschub pro abgebremste Wellenpferdestärke ist in Anlehnung an die Praxis aus dem Grunde zurückgegriffen worden, weil dieselbe, und zwar in gewissen Grenzen nicht mit Unrecht, auch einen relativen Maßstab zur Beurteilung des Gütegrades von Schleperschrauben liefern dürfte, die in der Regel unter hohen

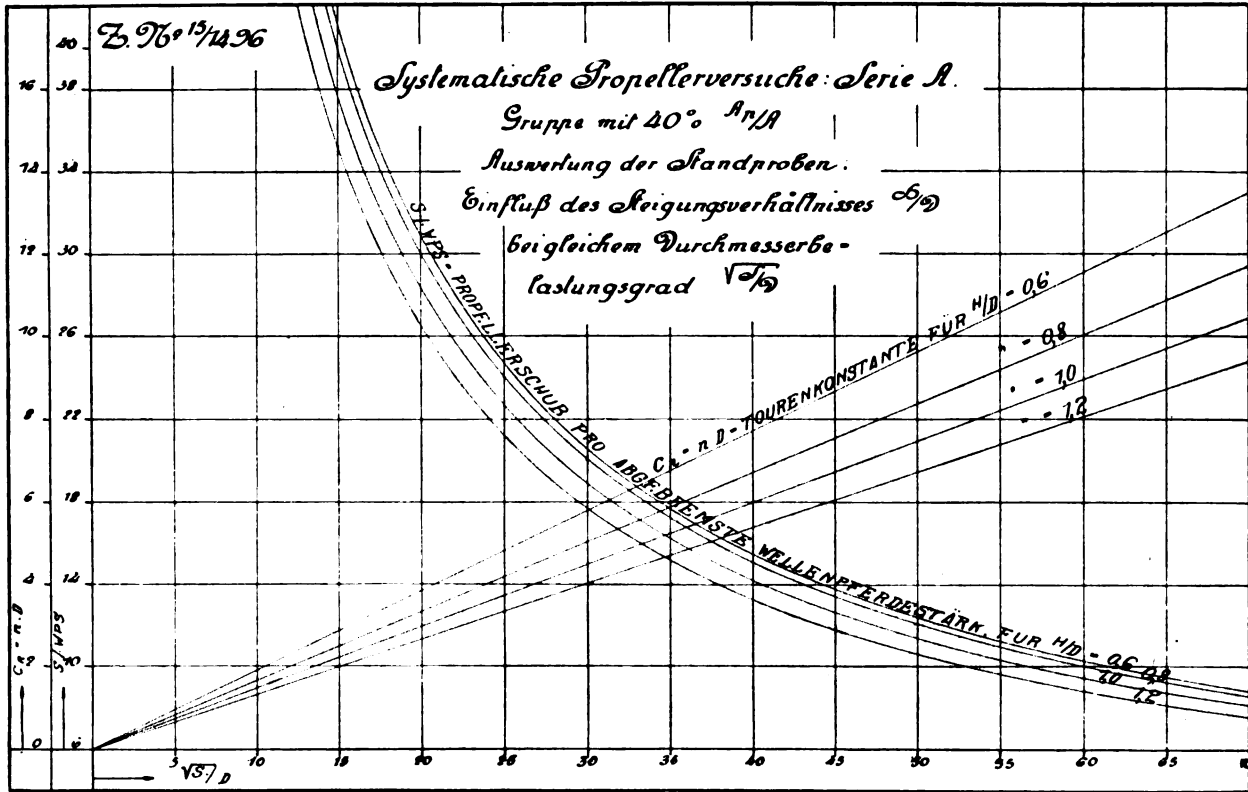


Fig. 12.

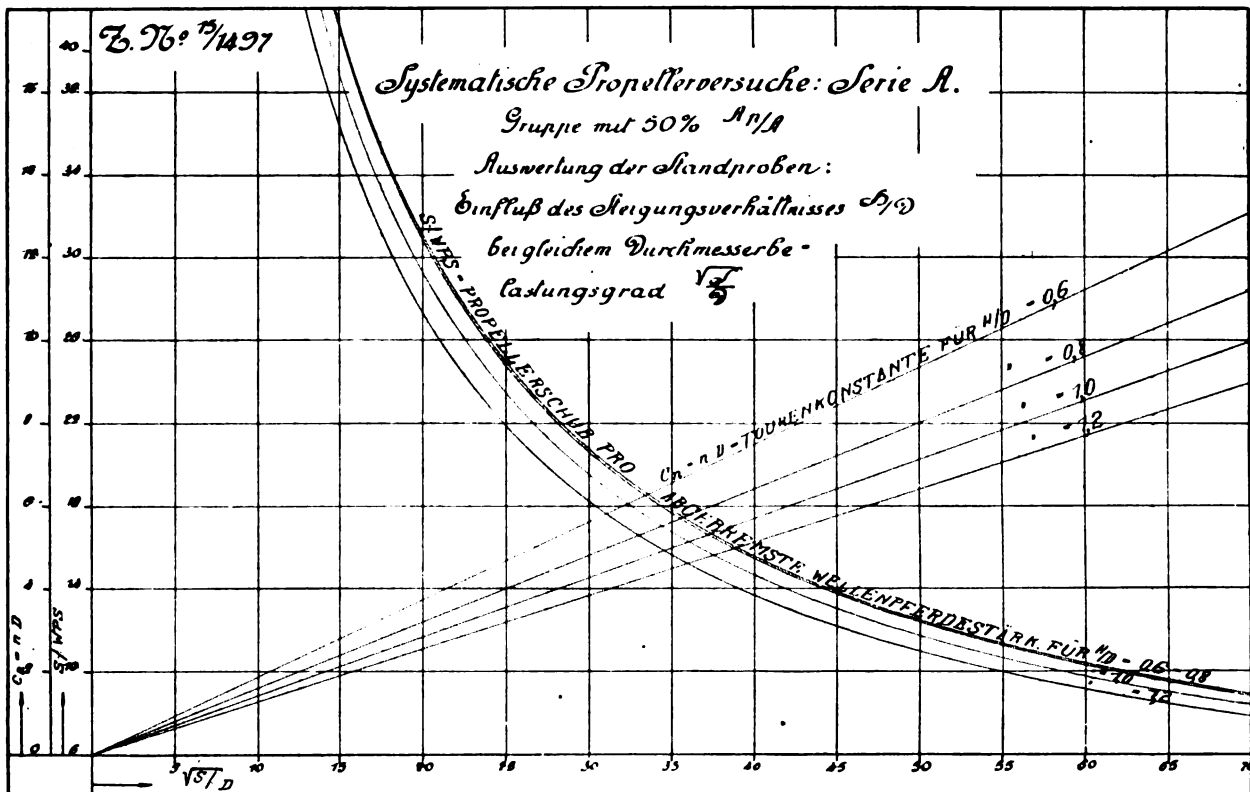


Fig. 13.

Slipverhältnissen (großen Belastungen durch den Trossenzug bei kleinen Schleppgeschwindigkeiten) arbeiten sollen.

Aus der obigen Gleichung läßt sich zunächst der Schluß ziehen, daß das Verhältnis $S \cdot WPS$ um so größer sein wird, je kleiner das Produkt $n \cdot D$ ist, d. h. je kleiner bei gegebenem (beschränktem) Propellerdurchmesser D die Tourenzahl n und je kleiner bei gegebener Tourenzahl n der Durchmesser D gewählt ist. Damit aber ein bestimmtes Propellermodell den verlangten Schub S erzeugt, muß es infolge der Beziehungsgleichung

$$S = c_1 \cdot n^2 D^2 H^2$$

mit der Tourenzahl

$$n = \frac{\sqrt{S}}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{1}{D \cdot H}$$

arbeiten;

$$H = k \cdot D,$$

folglich

$$n = \frac{\sqrt{S}}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{1}{k \cdot D^2} \quad \text{oder} \quad nD = \frac{1}{k \cdot \sqrt{c_1}} \cdot \frac{\sqrt{S}}{D}$$

selben steht, ist $S \cdot WPS$ diesem umgekehrt proportional, so daß die Werte von C_n , als Funktion von $\frac{\sqrt{S}}{D}$ aufgetragen, eine von dem Koordinaten-Anfangspunkt ausgehende gerade Linie und die von $S \cdot WPS$ eine Hyperbel ergeben. Soll demnach ein dem untersuchten Modellpropeller genau ähnlicher von bestimmtem Durchmesser in Stand den verlangten Schub S ausüben, so braucht man nur den Abszissenwert $\frac{\sqrt{S}}{D}$ zu ermitteln und kann aus den bei diesem liegenden Ordinatenwerten von $S \cdot WPS$ und $C_n = n \cdot D$ sowohl die erforderlichen abgebremsten Wellenpferdestärken WPS als auch die zugehörige Tourenzahl n errechnen.

Zahlenbeispiel:

Gegeben: Propellerdurchmesser $D = 1,4$ m;

Verlangt: Propellerschub in Stand $S = 2000$ kg mit Propellermodell Nr. 30 von $H/D = 1$ und $A_p/A = 30\%$.

Gesucht: WPS und n .

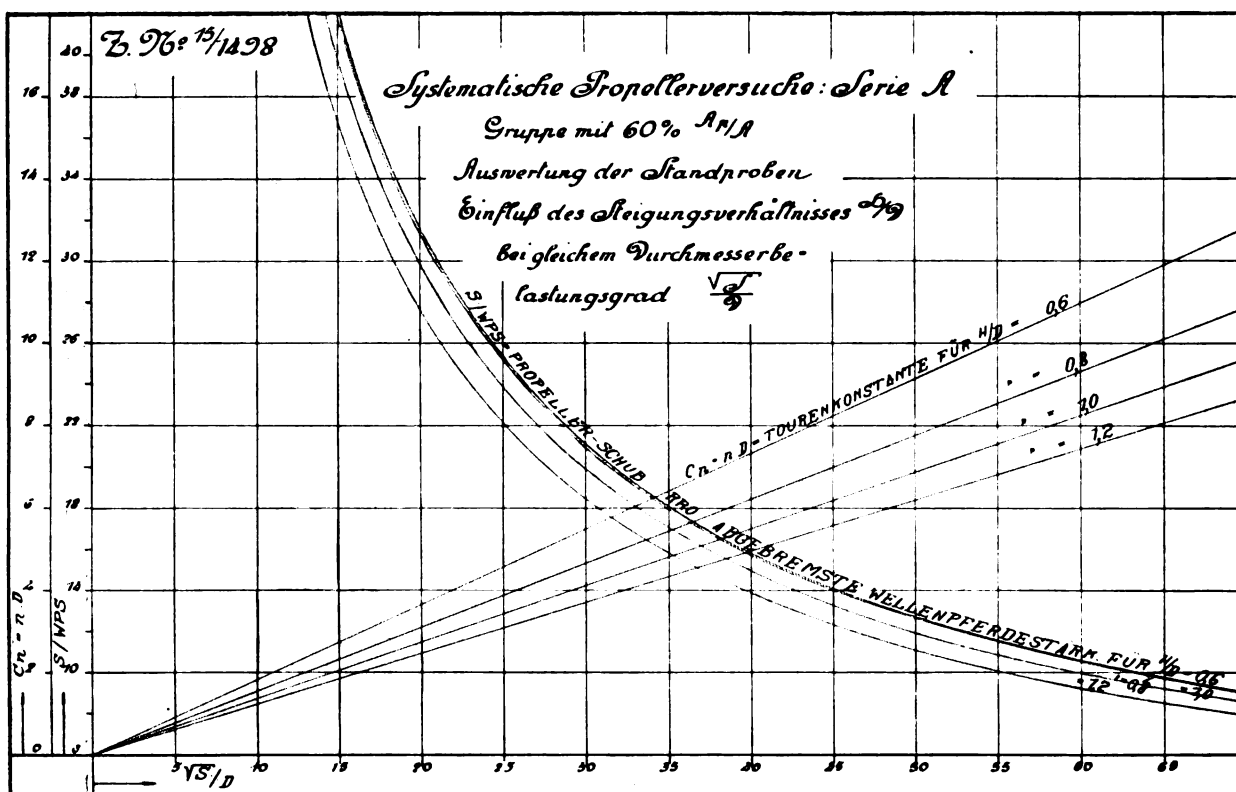


Fig. 14.

Setzt man diesen Wert von $n \cdot D$ in die oben abgeleitete Gleichung

$$S \cdot WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{1}{k} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{nD}$$

ein, so erhält man

$$S \cdot WPS = \left(\frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1^{3/2}}{c_2} \right) \cdot \frac{\sqrt{S}}{D}$$

wobei die erforderliche Tourenkonstante, wie abgeleitet,

$$C_n = n \cdot D = \frac{1}{k} \cdot \frac{1}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{\sqrt{S}}{D}$$

sein muß.

Wie hieraus zu ersehen, ist bei einem vorliegenden bestimmten Propellermodell sowohl der sog. Gütegrad $S \cdot WPS$ für die Standprobe als auch die Tourenzahlkonstante $C_n = nD$ eine einfache Funktion von dem Durchmesserbelastungsgrad $\frac{\sqrt{S}}{D}$. Während C_n in direktem linearen Verhältnis zu dem-

$$\frac{\sqrt{S}}{D} = \frac{\sqrt{2000}}{1,4} = 31,93,$$

hierfür bestimmen die Diagramme Fig. 11:

$$S \cdot WPS = 17,$$

und

$$nD = 5,$$

folglich beträgt die abgebremste Wellenpferdeleistung

$$WPS = \frac{2000}{17} = 117,5$$

und die Propellertourenzahl

$$n = \frac{5}{1,4} = 3,57 / \text{sec} = 214 / \text{min}$$

Aus den Diagrammen Fig. 10 bis 14 lassen sich noch folgende Schlußfolgerungen ziehen:

Je größer der Durchmesserbelastungsgrad $\frac{\sqrt{S}}{D}$, d. h. bei gegebenem Propellerdurchmesser der verlangte Schub ist, desto größer ist naturgemäß die Tourenzahlkonstante nD (daher

auch die Tourenzahl n selbst) und desto kleiner ist der Propellergütegrad $S \cdot WPS$.

Bei gleichem Durchmesserbelastungsgrad ist die Tourenzahlkonstante und daher auch die Tourenzahl selbst für alle Gruppen von Flächenverhältnissen, wie leicht erklärlich, um so größer, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind.

Bei gleichen Durchmesserbelastungsgraden sind die Gütegrade um so höher, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind, und zwar prozentual in einem mit Erhöhung der Belastungsgrade immer größer werdenden Maße.

Bei den einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis ist bei gleichen Belastungsgraden der prozentuale Unterschied in den Gütegraden für verschiedene Steigungsverhältnisse um so größer, je kleiner die Flächenverhältnisse sind.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Anliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46 a. 9. B. 79946. Explosionskraftmaschine mit mehreren sternförmig angeordneten Zylindern. Reinhold Brätsch, Berlin-Treptow, Kethelstr. 2. A 5. 8. 15. E 6. 9. 16.

46 c. 14. D. 32055. Antriebsweise einer Einphasenwechselstrommaschine zur Erzeugung von Zündfunken in Verbrennungskraftmaschinen. Harry Randolph Van Deventer, Sumter, Staat South Carolina, V. St. A.; 30. 9. 15. Amerika 24. 12. 14. E. 29. 8. 16.

46 c. 14. F. 40453. Anordnung der Doppelzündung für Umlaufmotoren. Flugmaschine Rex G. m. b. H., Köln. A 13. 12. 15. E. 13. 9. 16.

46 c. 28. H. 67465. Anlaßvorrichtung; Zus. z. Pat. 283082, Hartmann & Braun, Akt.-Ges., Frankfurt a. M. A 12. 10. 14. E. 19. 8. 16.

Patenterteilungen.

37 f. 287977. Drehbare Luftschiffhalle. Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg A.-G., Nürnberg. 17. 4. 13. M. 51224.

46 a. 23. 293410. Dichtung für umlaufende Verbrennungsmotoren. Arthur James Paige, Indianapolis, V. St. A.; Vertr.: H. Springmann u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 1. 12. 14. P. 32338. V. St. Amerika 5. 7. 1913.

46 b. 12. 293515. Regelungsvorrichtung für die Gaszufuhr für zwei oder mehr Motoren, insbesondere für Flugzeuge. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal, Flugplatz. 8. 5. 15. Sch. 48621.

47 a. 19. 293478. Rohranschlußbaue. Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 21. 9. 15. F. 40237.

65 a. 9. 293602. Einrichtung zum Dämpfen der Wellenstöße bei in Fahrt befindlichen Wasserfahrzeugen. Neufeldt & Kuhnke u. Gesellschaft für nautische Instrumente G. m. b. H., Kiel. 5. 8. 13. G. 39659.

77 h. 5. 293227. Kugellagerung für Steuerflächen an Flugzeugen. Ago Flugzeugwerke G. m. b. H., Johannisthal. 9. 1. 15. A. 26698.

77 h. 9. 293161. Schwimmgestell für Flugzeuge, bei dem die Schwimmer federnd mit dem Gestell verbunden sind. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 11. 13. 10. 12. W. 45379.

77 h. 9. 293265. Schwimmkörper für Wasserflugzeuge mit in den wasserdichten Abteilungen eingelegten Luft- oder Gassäcken. Albatroswerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 2. 7. 14. A. 26211.

77 h. 4. 293686. Luftschiffhülle aus in mehreren Schichten übereinander angeordneten Stoffbahnen. Franz Chlout, Rheinische Gummiwarenfabrik m. b. H., Köln-Nippes. 1. 8. 14. C. 25245.

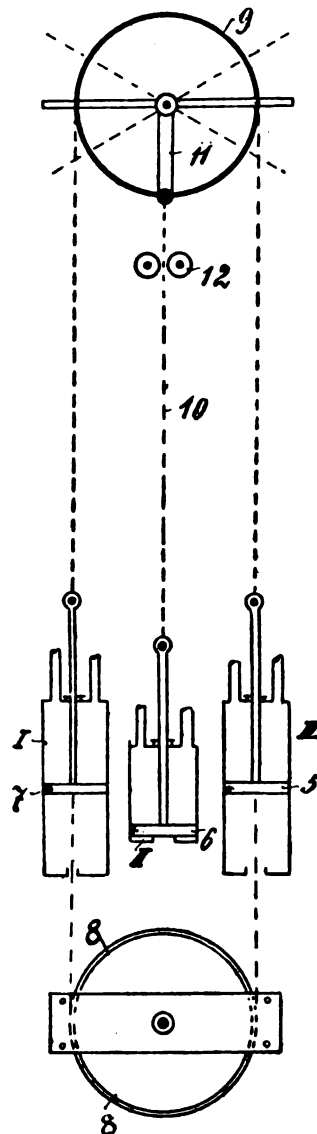
77 h. 5. 293550. Schutzhaube für Umlaufmotoren an Flugzeugen. Societé Anonyme des Aéroplanes Morane & Saulnier, Paris. 13. 11. 12. S. 37597. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 30. 11. 1911 anerkannt. (Löschung.)

77 h. 5. 293714. Flugzeug mit oberhalb der starren Tragflächen an einem Mast angeordneten Hilfstragflächen. Philipp H. Smith, Pawling, New-York. 1. 9. 14. S. 42982. V. St. Amerika 7. 10. 13.

Auszüge aus den Patentschriften.

286176. Flugzeug, dessen Stabilisierungsmittel selbsttätig durch ein Druckmittel verstellt und durch dieses auch in ihrer Mittellage gehalten werden. Max Uecker in Berlin. — Es sind drei Zylinder I, II und III mit den Kolben 5, 6 und 7 vorgesehen; von dem Kolben 5 geht eine Kette oder ein

Seil einerseits über eine Scheibe 8 und andererseits über eine Scheibe 9 nach dem Kolben 7, während der Kolben 6 durch Seile oder Ketten 10 mit einem Hebel 11, der sich mit der Scheibe 9 bewegt, verbunden ist, so daß ein Drehen dieser Scheibe den Kolben 6 bewegt. Rollen 12 führen das Seil bzw. die Kette 10. Wenn nun beispielsweise der Kolben 5 nach unten bewegt wird, so wird der Kolben 7



Zu Nr. 286176.

nach oben gezogen, der Kolben 6 aber geht infolge des Ausschlagens des Hebels 11 nach oben. Wird nun das Druckmittel in dem Zylinder III wieder mit dem Auslaß verbunden, so wird der Kolben 6 durch das Druckmittel wieder nach unten bewegt, und die beiden Kolben 5 und 7 gehen wieder in ihre Mittellage. Das Steuer ist also stets auf beiden Seiten von dem Druckmittel gehalten, so daß ein Flattern oder Schwanken der Flächen ausgeschlossen erscheint.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Leitfaden für Flugschüler. Von Ing. C. Kreuter, z. Z. Fluglehrer der Militärfliegerschule Halberstadt. Verlag M. Krayn, Berlin W. Oktav 53 S. mit 18 Textabbildungen. Preis: geb. M. 1,50.

Smithsonian Miscellaneous Collections. Volume 62, Number 4. Hodgkins Fund. Reports on wind tunnel experiments in aerodynamics. (Mit 5 Tafeln und 39 Textabb.) Von J. C. Hunsaker, E. Buckingham, H. E. Rossell, D. W. Douglas, C. L. Brand und E. B. Wilson. Published by the Smithsonian Institution 1916.

In enger Anlehnung an die in England (Teddington) vorhandenen Versuchseinrichtungen für Aerodynamik hatte das Massachusetts Institute of Technology in Boston einen Windkanal von $1,2 \times 1,2$ m Querschnitt erbaut, in dem ein Luftstrom von ca. 17 m/sek. Geschwindigkeit erzeugt werden kann. Die ersten Kapitel

des vorliegenden Berichtes bringen eine Schilderung der neuen Anlage und der wichtigsten Meßeinrichtungen, die gegenüber dem englischen Vorbild außer der etwas erhöhten Geschwindigkeit keine nennenswerten Änderungen aufweisen, sowie die Ergebnisse von Versuchen über die Genauigkeit einzelner Einrichtungen. Weiter enthält der Bericht auch bereits einige neue Versuchsergebnisse, insbesondere Arbeiten, die für Fragen der Seitenstabilität der Flugzeuge von Wichtigkeit sind. Als Versuchsobjekte dienten dabei ein Flugzeugrumpf, ferner Tragflächen von gleichem Profil aber verschiedener Pfeilstellung, sowie von verschiedener V-Stellung (ohne Pfeilstellung). Außer dem Einfluß einer Veränderung des Anstellwinkels, wurde insbesondere die Wirkung von Seitenwind untersucht. Die dabei auftretenden Kräfte und Momente sind durch Schaubilder wiedergegeben. Das letzte Kapitel enthält Ergebnisse von Widerstandsmessungen an kreisrunden Scheiben verschiedener Größen, wobei eine merkwürdige Unregelmäßigkeit bei einer Windgeschwindigkeit von ca. 4 m/sek beobachtet wurde.

Die Vergleichsmöglichkeit der hier mitgeteilten Versuchswerte wird wesentlich erschwert durch den Wirrwarr der gebrauchten Maßeinheiten, der hier selbst das sonst bei Veröffentlichungen in englischer Sprache übliche Maß übersteigt. So ist z. B. der Auftriebskoeffizient in der Form $K_v = \frac{\text{Auftrieb}}{A V^2}$ angegeben, wobei der Auftrieb in Pfund, die Flügelfläche A in Quadratfuß und die Geschwindigkeit V in Meilen pro Stunde ausgedrückt sind. Im übrigen berechtigen jedoch diese ersten Arbeiten zu der Hoffnung, daß die neue Versuchsanstalt noch viele für Wissenschaft und Technik wertvolle Ergebnisse liefern wird. Betz.

Merkblätter der Prüfstelle für Ersatzglieder. Herausgegeben vom Verein deutscher Ingenieure. Die Merkblätter werden an Interessenten kostenlos abgegeben von der Prüfstelle für Ersatzglieder, Charlottenburg, Fraunhoferstr. 11/12, ebenso im Geschäftshaus des V. D. I., Berlin NW 7, Sommerstr. 4a. Die Merkblätter enthalten Angaben über die Normalien für Ersatzglieder, wie Gewindeschrauben, Ansatzstücke usw. Ferner Beschreibungen erprobter Ersatzglieder, wie z. B. der Keller-Hand.

Die deutsche Ausstellung „Das Gas“. Seine Erzeugung und seine Verwertung in der Gemeinde, im Haus und im Gewerbe. Herausgegeben vom Deutschen Verein von Gas und Wasserfachmännern. Verlag: R. Oldenbourg, München und Berlin. Folio 176 S. mit 444 Abbildungen. Preis: M. 4.—

Die Ausstellung fand 1914 in München statt, der Bericht konnte jedoch erst jetzt herausgegeben werden. Der Bericht behandelt die Gaserzeugung vom Transport der Kohle bis zur Reinigung und Verteilung des Gases, die Anwendung des Gases für Beleuchtung, Hei-

zung für Haushalt und Industrien, Gasmotoren usw. Auch das Naturgas wird besprochen, namentlich die Einrichtungen zur Gewinnung desselben bei Neuengamme. A. V.

Die siegende Kraft im Welthandel. Ein Blick in die Zukunft für Kaufleute und Techniker. Von Felix Stahl, Charlottenburg. Verlag von R. Oldenbourg, München und Berlin. Okt. 91 S. Preis M. 2.—

Der Verfasser hat sich die Aufgabe gestellt, die für die Kaufleute und Techniker nach dem Krieg zu erwartenden Verhältnisse mit Hilfe der ökonomischen Grundgesetze zu erforschen. Aus dem Inhalt: »Der Warenaustausch als Quelle des Hasses der Völker gegen Deutschland«, »Unsere Diplomaten«, »Unsere Vетtern«. Im letzten Aufsatz »Der unbewußte Zweck des Krieges« wird das wirtschaftliche Ergebnis in bezug auf die ganze Menschheit besprochen. Die Schrift hält sich an materielle Ergebnisse und dürfte so allen Kaufleuten und Technikern eine willkommene Richtschnur über die sich zurzeit entwickelnden Verhältnisse sein.

Verwaltungsbericht über das 12. Geschäftsjahr (1914—15) des unter dem Protektorat Seiner Majestät des Königs Ludwig III. von Bayern stehenden **Deutschen Museums.** Kommissions-Verlag: R. Oldenbourg, München u. Berlin.

Das Deutsche Museum besitzt im Anschluß an seine Sammlungen eine naturwissenschaftlich-technische Bibliothek, welche eine Zentralstelle der alten und neuen Literatur (soweit diese die exakten Naturwissenschaften sowie die Technik und Industrie umfaßt) werden soll. Zahlreiche ältere und neuere Werke, Handschriften und Originaldokumente, die ein Studium der Geschichte der Technik ermöglichen und zugleich eine rasche Orientierung über die wissenschaftlichen und technischen Errungenschaften der Neuzeit gestatten, wurden von wissenschaftlichen Instituten und Autoren, Verlegern und Privatpersonen unserem Museum bereits überwiesen.

Um die wissenschaftlich-technische Büchersammlung zu erweitern, richtet das Deutsche Museum an alle Leser der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt die Bitte, Bücher aus früheren Jahrzehnten, welche für die Praxis keinen größeren Wert mehr besitzen, dem Museum zu stiften.

Gegebenenfalls wäre das Deutsche Museum auch bereit, ältere, namentlich historisch wertvolle Werke anzukaufen, wenn ihm Verkaufsangebote gemacht werden.

Bücherüberweisungen und Verkaufsangebote sind zu richten an das Deutsche Museum, München, Zweibrückenstr. 12.

Im Kampf gegen Rußland und Serbien von Wilhelm Conrad Gomoll. Gr. Okt. 400 Seiten mit 129 Abbildungen, gebunden M. 10. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Einrichtung eines Postscheckkontos.

Unsere verehrlichen Mitgliedern bringen wir hierdurch zur gefälligen Kenntnis, daß wir, um dem Bestreben auf Einschränkung des Barverkehrs Rechnung zu tragen, und um unseren Mitgliedern die spesenfreie Einzahlung des Jahresbeitrages für unsere Gesellschaft zu ermöglichen, ein Postscheckkonto in Cöln unter folgender Bezeichnung eröffnet haben:

Nr. 25 792

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, e. V.
in Charlottenburg.
Postscheckamt Cöln.

Wir bitten, von dieser Einrichtung vorkommendenfalls Gebrauch machen zu wollen und verweisen hierauf besonders in den Fällen, wo der Jahresbeitrag für 1916 noch nicht entrichtet wurde.

2. Auszeichnungen:

Unser Mitglied, der bekannte Freiballonführer Hermann Apfel, Mitinhaber der Firma Leopold Apfel, Leipzig, zurzeit Kriegsfreiwilliger Unteroffizier bei einer Feldluftschiffer-Abteilung, hat das Eiserne Kreuz II. Klasse erhalten.

Unserem Vorstandsmitglied, dem Wirklichen Geheimen Oberbaurat Dr.-Ing. Veith, Chef der Abteilung für Maschinenbauangelegenheiten im Reichs-Marine-Amt, ist in An-

erkennung seiner Verdienste um die in der Seeschlacht vor dem Skagerrak zutage getretene vorzügliche Bewährung unserer Schiffs- und Maschinenbautechnik das Eiserne Kreuz I. Klasse verliehen worden.

3. Beförderungen:

Die folgenden Beförderungen von Angehörigen unseres Mitgliederkreises wurden uns bekannt:

Torpedo-Oberstabsingenieur Giessen, Friedrichsort bei Kiel, wurde im September 1915 zum Torpedo-Chefingenieur ernannt;

Oberst Freiherr von Olderhausen, bislang Generalstabschef eines Reservekorps, wurde einer Armee in dem gleichen Amte zuerteilt;

Privatdozent Dr. Wiegand, Halle, zurzeit bei einer Luftschiffer-Abteilung im Felde, wurde zum Leutnant d. R. befördert.

4. Verschiedenes:

Unser Mitglied, Professor Dr. von dem Borne, Rittmeister d. R., Breslau, ist gegenwärtig zur Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen Berlin-Adlershof kommandiert.

Zu der in Heft 11/12 der Zeitschrift gemeldeten Neuaufnahme des Dipl.-Ing. Deutrich, Leutnant d. R., ist berichtend hinzuzufügen, daß derselbe inzwischen zur Bauaufsicht der Automobil- und Aviatik A.-G. Leipzig-Heiterblick kommandiert wurde. Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN
Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
FREGATTEN-LIEUTENANT A. D.,
FRIEDENAU-BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGSELL
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT
ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOLKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE
HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG

F. ROMBERG
PROF. A. D. TECHN. HOCHSCH. CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSEN TECHN. HOCHSCHULE
HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Dipl.-Ing. SEPPELER
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT F. LUFTFAHRT,
ADLERSHOF

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPLOM-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

26. August 1916.

Heft 15 und 16.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt. STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1799, Telegr.-Adresse: Vorreiter Berlin-Steglitz.

INHALT:

Systematische Propellerversuche. Von Diplom-Ingenieur K. Schaffran. (Fortsetzung). S. 93.
Patentschau. S. 108.

Bücher-Besprechungen. S. 108.
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 108.

Systematische Propellerversuche.

Von Diplom-Ingenieur K. Schaffran.

(Fortsetzung aus Heft 13/14).

Um dies noch anschaulicher kenntlich zu machen, sind in den Fig. 15 bis 18 die Ergebnisse der Untersuchungen für die Standproben nochmals für die einzelnen Gruppen von gleichem Steigungsverhältnis aber verschiedenen Flächenverhältnissen ebenfalls als Funktion der Belastungsgrade graphisch zur Darstellung gebracht.

Es geht hieraus ferner noch hervor, daß die Tourenzahlkonstanten und somit auch die Touren selbst bei gleichem $\frac{\sqrt{S}}{D}$, d. h. gleichem Schub bei gleichem Propellerdurchmesser um so größer sind, je kleiner die Flächenverhältnisse waren.

Nr.	I A_p/A in %	Werte von $S \cdot WPS$ für		Überlegenheit in % der Werte in Spalte 3 gegenüber denen in Spalte 3
		H/D = 1,2	H/D = 0,6	
1	25	13,6	17,5	28,7
2	30	14,3	17,6	23,0
3	40	15,0	17,7	18,0
4	50	15,6	17,8	14,1
5	60	15,9	18,0	13,2

Vorstehende Tabelle enthält die aus den Diagrammen der Fig. 10 bis 14 für den bestimmten Belastungsgrad $\frac{\sqrt{S}}{D} = 35$ (d. h. bei 1,5 m Propellerdurchmesser, $S = 1,5^2 \cdot 35^2 = 2760$ kg Schub) entnommenen absoluten Werte der Gütegrade $S \cdot WPS$ für die beiden im Grenzfall untersuchten Steigungsverhältnisse von $H/D = 0,6$ und $1,2$ bei den verschiedenen Flächenverhältnissen A_p/A von 25 bis 60%;

Wie hieraus (Spalte 4) zu erschen, beträgt die Überlegenheit des kleineren Steigungsverhältnisses $H/D = 0,6$ gegenüber dem größeren von $H/D = 1,2$ bei $A_p/A = 25\%$ etwa 28,7%, bei $A_p/A = 60\%$ dagegen nur noch ca. 13,2%.

Außerdem sind in folgender Zusammenstellung noch die aus den Diagrammen Fig. 15 bis 18 bei dem Belastungsgrad $\frac{\sqrt{S}}{D} = 35$ entnommenen Gütegrade S/WPS für die beiden im Grenzfall untersuchten Flächenverhältnisse $A_p/A = 25$ und 60% bei den verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D von 0,6 bis 1,2 aufgeführt.

Nr.	I H/D	Werte von $S \cdot WPS$ für		Überlegenheit in % der Werte in Spalte 3 gegenüber denen in Spalte 2
		$A_p/A = 25\%$		
		$A_p/A = 25\%$	$A_p/A = 60\%$	
1	0,6	17,5	18,0	2,9
2	0,8	16,5	18,0	9,1
3	1,0	15,0	17,1	14,1
4	1,2	13,6	15,9	16,8

By

I

Hiernach beträgt die prozentuale Überlegenheit des größeren Flächenverhältnisses $A_p/A = 60\%$ gegenüber dem kleineren von $A_p/A = 25\%$ bei $H/D = 0,6$ etwa 2,9% bei $H/D = 1,2$ dagegen 16,8%.

Von der ganzen Serie weist demnach der Propeller mit dem größten Steigungsverhältnis $H/D = 1,2$ und dem kleinsten Flächenverhältnis $A_p/A = 25\%$ den kleinsten Gütegrad $S \cdot WPS = 13,6$ und der mit dem kleinsten Steigungsver-

hältnis $H/D = 0,6$ und größten Flächenverhältnis $A_p/A = 60\%$ den besten Gütegrad $S \cdot WPS = 18,0$ auf, und zwar beträgt die Überlegenheit des letzteren gegenüber dem ersteren 32,5%. Die Tourenkonstanten $C_n = nD$ haben den Wert von 5,35 bzw. 6,40, so daß die zugehörigen Touren, um bei $\frac{1}{D} S = 35$ mit den betreffenden Propellern von $D = 1,5$ m einen Schub von $S = 2760$ kg in Stand zu erzeugen, im ersteren Falle

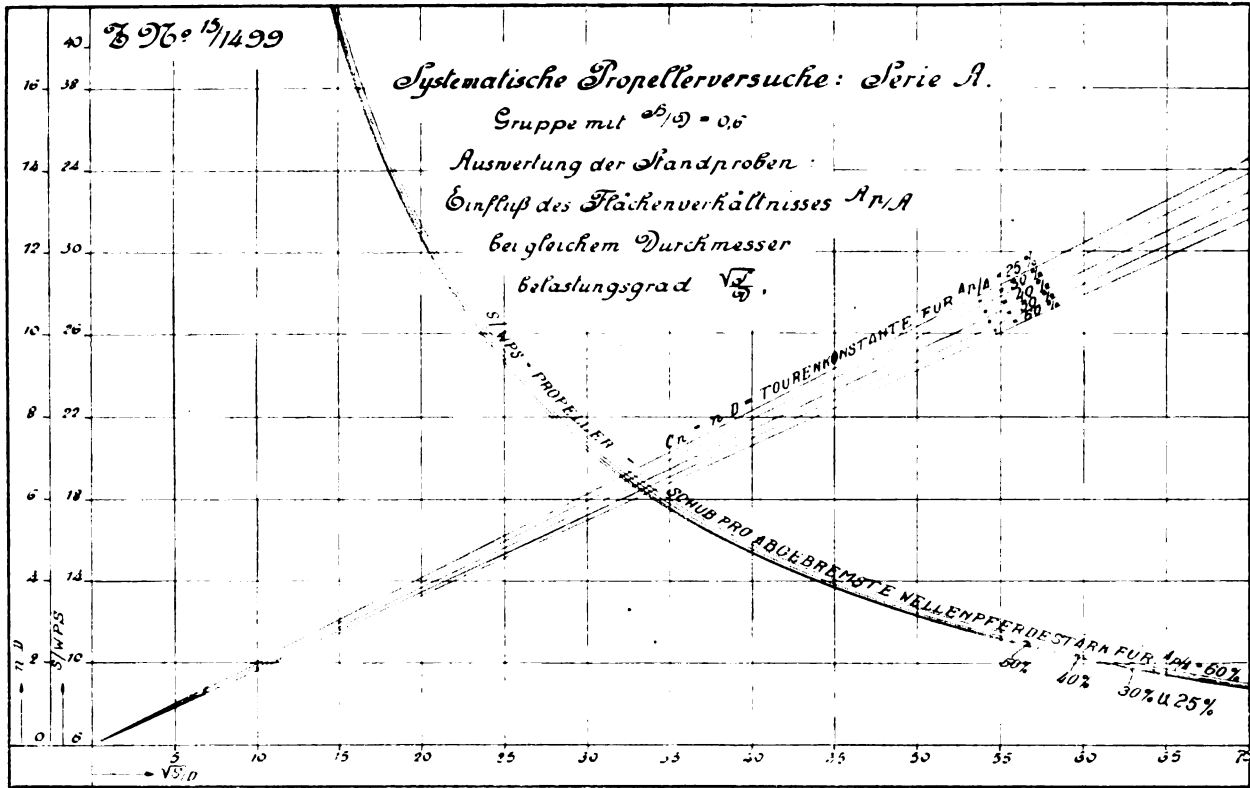


Fig. 15.

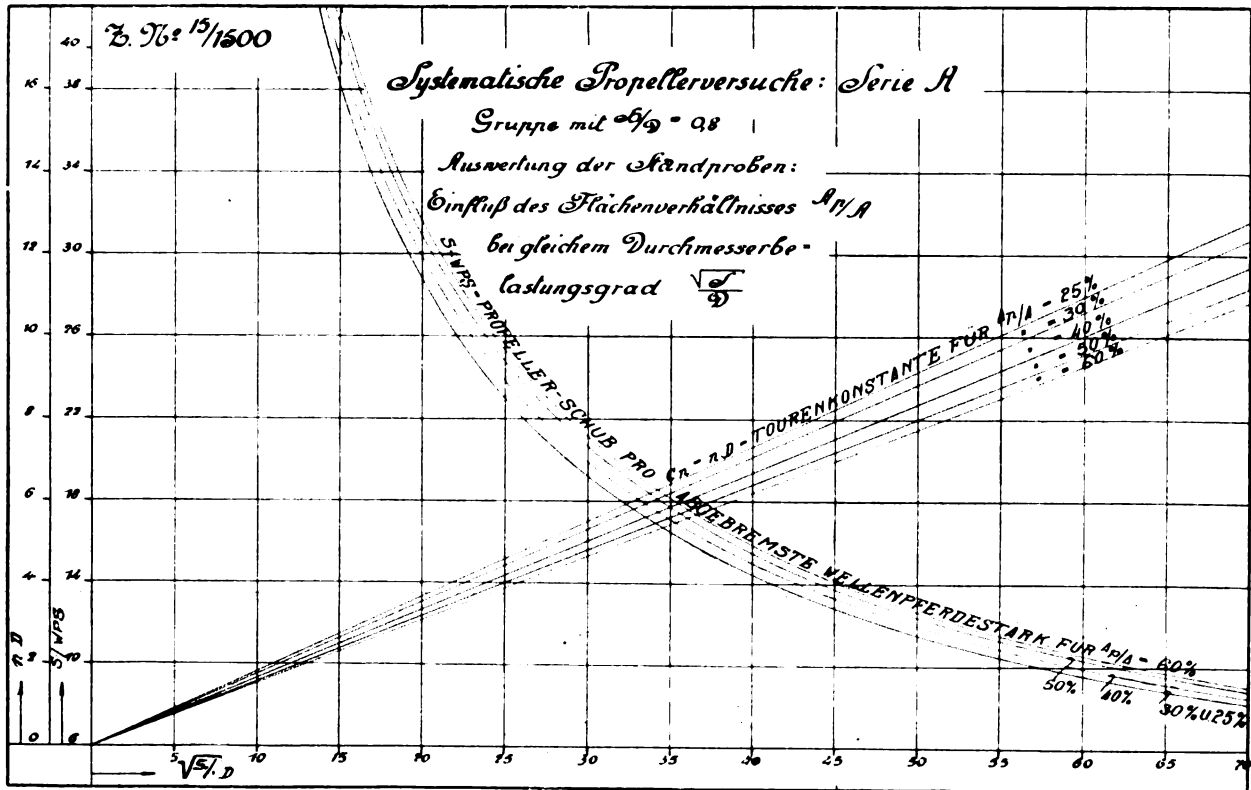


Fig. 16.

$$n = \frac{5,35}{D} \cdot 60 = \frac{5,35}{1,5} \cdot 60 = 214 \text{ pro Minute}$$

und im letzteren

$$n = \frac{6,40}{D} \cdot 60 = \frac{6,40}{1,5} \cdot 60 = 256 \text{ pro Minute}$$

betragen müßten. Hierbei wären im ersteren Falle

$$WPS = \frac{S}{13,6} = \frac{2760}{13,6} = 203$$

und im letzteren

$$WPS = \frac{S}{18,0} = \frac{2760}{18} = 153$$

abgebremste Wellenpferdestärken erforderlich. Die Leistungsersparnis beträgt also demnach ebenfalls etwa 32,5%.

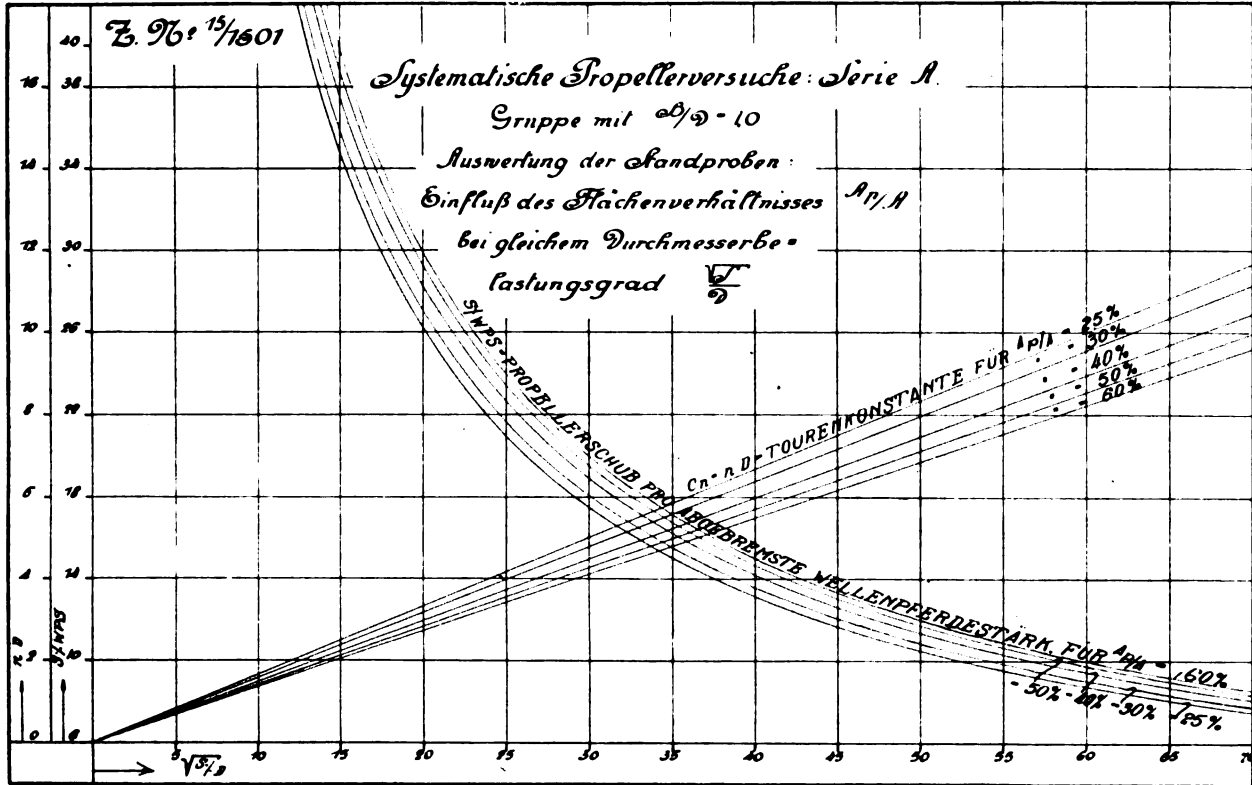


Fig. 17.

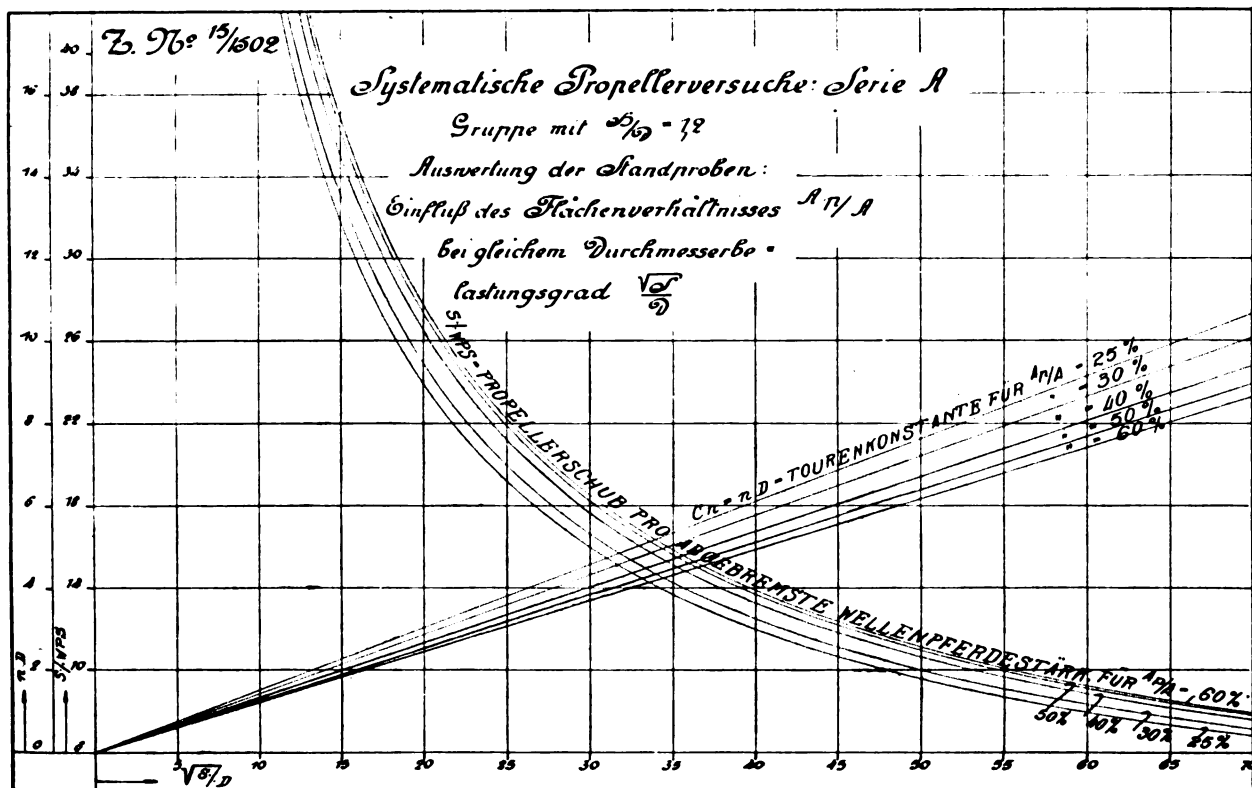


Fig. 18.

E. Auswertung der Versuchsergebnisse der Propellerserie A. Fig. 5–9 für die Dimensionierung der Schrauben freifahrender Schiffe.

Beim Vergleich des Gütegrades verschiedener Propeller für einen bestimmten Konstruktionsfall sind die ersten Bedingungen, daß sie bei gleicher Geschwindigkeit gleichen Schub erzeugen. Wie in folgendem näher gezeigt werden soll, darf man bei einem Propeller von bestimmtem Modell von den beiden Variablen $D =$ Durchmesser und $n =$ Tourenzahl nur eine festlegen, womit die andere eindeutig bestimmt ist, d. h. der betreffende Propellerschub S kann bei der betreffenden Geschwindigkeit V_e entweder mit einem großen Propeller und kleiner Tourenzahl oder auch mit einem kleinen Propeller und großer Tourenzahl erzeugt werden.

1. Der Durchmesser D sei gegeben oder beschränkt (die Tourenzahl dagegen noch freigestellt).

Gesetz: Bei gleichem nominellen Slip sind die Wirkungsgrade sowie die Schub- und Momentenkonstanten aller ähnlichen Propeller gleich groß.

$$c_1 = \frac{S}{n^2 D^2 H^2},$$

$$nH = \frac{V_e}{1 - s_n},$$

$$c_1 = \frac{S (1 - s_n)^2}{D^2 \cdot V_e^2},$$

$$\frac{S}{D^2 \cdot V_e^2} = \frac{c_1}{(1 - s_n)^2}.$$

Da einem bestimmten c_1 ein ganz bestimmtes s_n entspricht und hierbei auch der Wirkungsgrad η_p eindeutig festgelegt ist, so wird letzterer eine Funktion von $\frac{S}{D^2 V_e^2}$ sein.

Trägt man also, für die einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis A_p/A und den verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D von 0,60 bis 1,20 die Propellerwirkungsgrade η_p sowie den Slip über den zugeordneten Werten von $\frac{S}{D^2 V_e^2}$ auf, oder, wie es in den Diagrammen Fig. 19 und 20 beispielsweise für die beiden Flächenverhältnisse von 30% und 60%, A_p/A hier der besseren Darstellung wegen geschehen ist, als Funktion des sog. Durchmesserbelastungsgrades $\frac{S}{D V_e}$, so hat man einen unmittelbaren Vergleich jeder Propellergruppe bei gleichem Schub, gleicher Geschwindigkeit und gleichem Durchmesser und kann das zweckmäßigste Steigungsverhältnis aus den Wirkungsgradkurven unmittelbar entnehmen. Außer dem Slip ist noch eine Serie von Kurven $C_s = \frac{nD}{V_e}$ eingetragen, welche den sog. Slipgrad darstellen. Da der Slip

$$s_n = \frac{nH - V_e}{nH}$$

bei gleichem Belastungsgrad eine Konstante ist, so ist dies auch mit dem Slipgrad der Fall.

$$s_n = 1 - \frac{V_e}{nH},$$

$$\frac{V_e}{nH} = 1 - s_n,$$

$$H = k \cdot D.$$

$k =$ Steigungsverhältnis;

$$C_s = \frac{n \cdot D}{V_e} = \frac{1}{(1 - s_n) \cdot k}.$$

Aus dem Slipgrad bei dem betreffenden Belastungsgrad kann man leicht die Tourenzahl

$$n = \frac{C_s \cdot V_e}{D}$$

berechnen.

Wie nochmals hervorgehoben werden mag, sind beim Gebrauch dieser Diagramme der erforderliche Propellerschub S in kg, die nominelle Zuflußgeschwindigkeit des Wassers in den Propeller gleich der Fahrtgeschwindigkeit des Schiffes (unter Berücksichtigung des Nachstromes) V_e in m/sec, die Propellertourenzahl n pro Sekunde, der Schraubendurchmesser D in m, die nominelle Steigung gleich der mathematischen der Propellerdruckseite H in m in die Rechnung einzuführen.

Aus den Diagrammen Fig. 19 und 20 geht zunächst folgendes hervor:

Bei allen Gruppen mit gleichen Flächenverhältnissen nehmen mit Erhöhung des Durchmesserbelastungsgrades

$$C_d = \frac{S}{D \cdot V_e}$$

die Propellerwirkungsgrade zunächst schnell zu und darauf, nachdem ein gewisses, von den Steigungsverhältnissen abhängiges Maximum erreicht ist, wieder, aber verhältnismäßig langsam, ab. Diejenigen Durchmesserbelastungsgrade, welche vor der Erreichung der maximalen Propellerwirkungsgrade liegen, kommen für praktische Zwecke, wie wohl nicht weiter ausgeführt zu werden braucht, kaum in Betracht, da denselben Propeller von unnötig großem Durchmesser zugeordnet sind, die doch nicht den erstrebten Zweck einer günstigen Kraftübertragung erreichen lassen.

Bei geringeren Belastungsgraden sind durchweg die höheren Steigungsverhältnisse infolge ihres besseren Propellerwirkungsgrades als die günstigeren anzusehen, bei größeren Belastungsgraden dagegen ändern sich diese Verhältnisse zugunsten der kleineren Steigungsverhältnisse.

Das Maximum der Wirkungsgradkurve liegt bei den einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis und verschiedenen Steigungsverhältnissen bei um so höheren Belastungsgraden, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind, und bei den einzelnen Gruppen mit gleichen Steigungsverhältnissen, aber verschiedenen Flächenverhältnissen bei um so höheren Belastungsgraden, je größer die Flächenverhältnisse sind. Es läßt sich hieraus der Schluß ziehen, daß bei hohen Belastungsgraden und den daraus resultierenden großen Slips die Propeller mit kleinen Steigungsverhältnissen und großen Flächenverhältnissen denen mit großen Steigungsverhältnissen und kleinen Flächenverhältnissen überlegen sein werden, wenn sie eben solch hohen Belastungsgraden unterworfen sind, die nicht dem Maximum, sondern schon dem abfallenden Ast der Wirkungsgradkurve entsprechen.

Bei gleichen Belastungsgraden sind die Propellerwirkungsgrade für dieselben Steigungsverhältnisse um so größer, je kleiner die Flächenverhältnisse sind und zwar in einem höheren Grade bei den niedrigeren Steigungsverhältnissen und in einem nur geringen bei den höheren Steigungsverhältnissen.

Bei gleichen Belastungsgraden $\frac{S}{D V_e}$ sind bei den einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis die Slipgrade

$$C_s = \frac{nD}{V_e}$$

und demnach auch die Tourenzahlen, um den gleichen Schub bei derselben Geschwindigkeit mit gleichem Propellerdurchmesser zu erzeugen, naturgemäß um so höher, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind.

Anwendung der Diagramme Fig. 19 und 20 bei einem vorliegenden Projekt.

Fall a. Gegeben seien die durch einen Bassinversuch ermittelten effektiven Schleppferdestärken eines Zweischaubenschiffes für die Konstruktionsgeschwindigkeit $V_g = 27$ kn mit $EPS = 3360$.

Aus konstruktiven Gründen soll der Durchmesser der zu wählenden Propeller auf $D = 1,500$ m beschränkt werden.

Gesucht: Passendste Steigung der Schrauben, erforderliche Maschinenleistung an abgebremsten Wellenferden WPS und Propellertourenzahl.

Der von jedem der beiden Propeller zu leistende Schub in kg muß betragen

$$S = \frac{1}{2} \cdot \frac{W}{1-t}$$

W = Schleppwiderstand des Schiffes bei der Geschwindigkeit $V_s = 27 \text{ kn}$ in kg,

$$W = \frac{EPS \cdot 75}{V_m}$$

V_m = Schiffsgeschwindigkeit in m/sec,
 $= V_s \cdot 0,5144 = 27 \cdot 0,5144 = 13,88 \text{ m/sec}$,

$$\therefore W = \frac{3360 \cdot 75}{13,88} = 18200 \text{ kg}$$

$$S = \frac{W}{2}$$

t = Sogziffer = $\frac{IV}{S}$ = Vermehrung des Schiffswider-

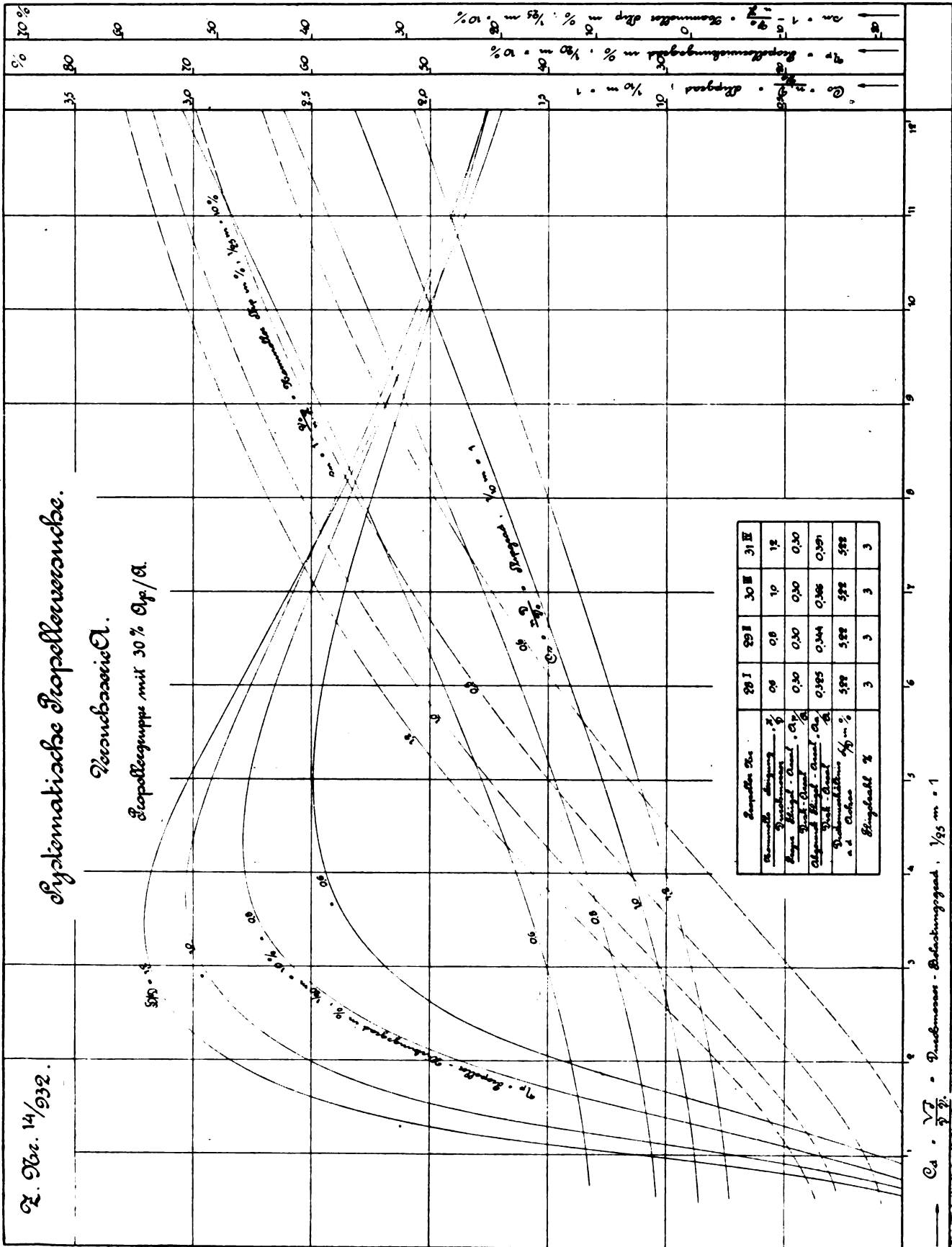


Fig. 19.

standes durch den Propellersog im Verhältnis zu dem Schub eines Propellers (nach ähnlicher Ausführung zu 0,08 angenommen).

Beim eingehender ausgeführten Versuch wird die Sogziffer t experimentell ermittelt durch Messen des Schiffmodellwiderstandes (W) ohne Schrauben, sowie des um den Betrag des Soges vermehrten Widerstandes beim Arbeiten der Pro-

peller hinter dem Modell bei korrespondierenden Touren und Geschwindigkeiten

•/• Erforderlicher Schub pro Propeller

$$S = \frac{1}{2} \cdot \frac{18\,200}{1 - 0,08} = 9880 \text{ kg.}$$

Hierzu muß noch ein Zuschlag gemacht werden für alle

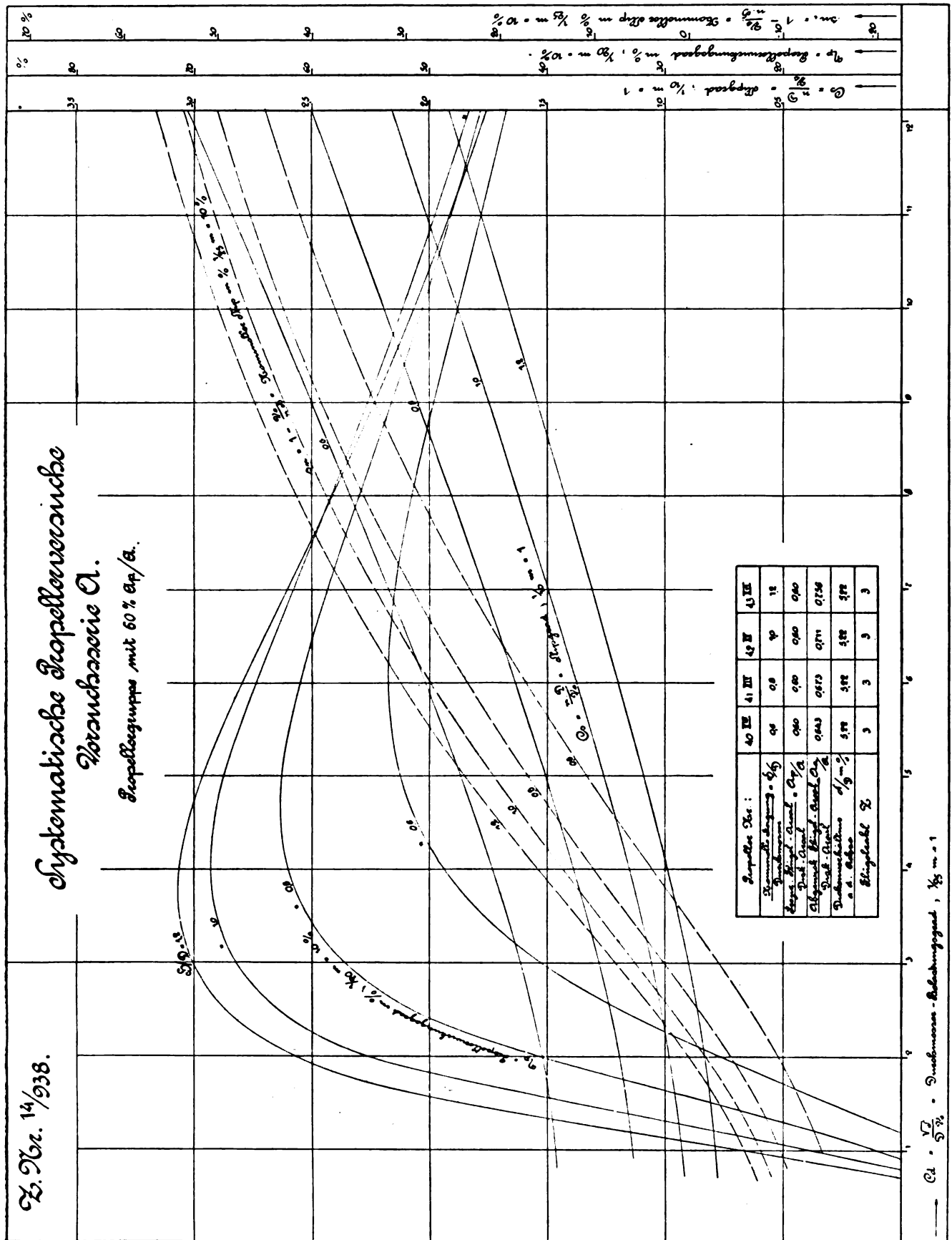


Fig. 20.

Faktoren, die bei der Bestimmung der effektiven Schleppferdestärken EPS durch den Modellschleppversuch nicht berücksichtigt worden sind, und zwar für zusätzliches Deplacement der Außenhaut und Unebenheiten derselben durch Nähte und Stöße ca. 1,5%, ferner für zusätzlichen Luftwiderstand der Aufbauten sowie der Takelage ca. 2,5%, zusammen 4,0%, so daß sich der Schub pro Propeller S in diesem Falle zu $9880 \cdot 1,04 = 10270$ kg ergibt.

V_e = nominelle Zuflußgeschwindigkeit des Wassers hinter dem Schiff in der Propeller = Schiffsgeschwindigkeit V_m in m/sec vermindert um den Nachstrom.

$$V_e = V_m (1 - w),$$

w = Nachstromziffer (nach ähnlichen Ausführungen = 0,04 angenommen).

$$\therefore V_e = 13,88 \cdot (1 - 0,04) = 13,32 \text{ m/sec.}$$

Beim eingehender ausgeführten Versuch wird w ebenfalls experimentell und zwar in folgender Weise ermittelt:

Man fährt zunächst die Propeller für sich allein, ohne Schiffsmodell und bestimmt für verschiedene Slips die Schübe und Drehmomente. Wenn man nun die Propeller bei den korrespondierenden Tourenzahlen hinter dem Schiffsmodell untersucht, so findet man, daß sie dieselben Schübe bei anderen (scheinbaren) Slips abgeben. Da nun der scheinbare Slip s_n mit dem nominellen s , wie bereits oben ausgeführt, in der Beziehung steht,

$$s_n = s + w \cdot \frac{V_m}{nH},$$

so kann man aus der Differenz des nominellen und scheinbaren Slips bei gleicher Fahrtgeschwindigkeit und gleicher Tourenzahl die Größe der Nachstromziffer w errechnen, und zwar ist

$$w = \frac{nH}{V_m} \cdot (s_n - s).$$

Wie daraus zu ersehen, ist die so ermittelte Nachstromgeschwindigkeit des Wassers hinter dem Schiff $V_e = V_m \cdot (1 - w)$, nur ein Begriff, der durch seine Wirkung auf den Propeller charakterisiert wird. In Wirklichkeit wird die Größe des Nachstromes in jedem Punkte der Propellerdiskfläche verschieden sein. Den Konstrukteur dürfte aber für die Anpassung eines gewählten Propellers an das Schiff in erster Linie nur die Wirkung des Nachstromes auf den arbeitenden Propeller interessieren, und diese ist durch Einführung der Nachstromziffer w genügend genau definiert.

Für $S = 10270$ kg, $V_e = 13,32$ m/sec und $D = 1,50$ m liegt in vorliegendem Falle für die Schraube ein Durchmesserbelastungsgrad

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = \frac{\sqrt{10270}}{1,5 \cdot 13,32} = 5,07$$

vor.

Hierfür bestimmen die Diagramme Fig. 19 der Propellergruppe mit $A_p/A = 30\%$ Flächenverhältnis das günstigste Steigungsverhältnis H/D mit 1,2, den diesem zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad η_p mit 0,700 und den Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} \text{ mit } 1,13.$$

Demnach würde zunächst die zweckmäßigste Steigung

$$H = 1,2 \cdot D = 1,2 \cdot 1500 = 1800 \text{ mm}$$

und die Tourenzahl

$$n = 1,13 \cdot \frac{V_e}{D} = 1,13 \cdot \frac{13,32}{1,5} = 10,02/\text{sek.} = 602/\text{min.}$$

sein. Da die effektiven Propellerschubferdestärken

$$SPS = \frac{S \cdot V_e}{75} = \frac{10270 \cdot 13,32}{75} = 1823$$

betragen, so würden bei einem reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0,700$ für die Erreichung der Geschwindigkeit von 27 kn für jede Maschine

$$\frac{SPS}{\eta_p} = WPS = \frac{1823}{0,700} = 2610$$

abgebremste Wellenferdestärken, mithin für beide eine Gesamtleistung von 5220 WPS erforderlich sein. Diese sind noch infolge der zusätzlichen Lauf- und Drucklagerreibung sowie der Verschiedenartigkeit der Sog- und Nachstromverhältnisse zwischen Modell und Schiff um etwa 5% zu erhöhen, so daß man auf eine für die Konstruktion zugrunde zu legende Leistung von $5220 \cdot 1,05 = 5480$ WPS und dementsprechend auf eine Tourenzahl von etwa $602 \cdot \sqrt{1,05} = 617$ kommt.

Fall b: Unter Einhaltung der bei Fall a gestellten Bedingungen soll ferner die weitere gemacht sein, daß die Maschine ihre Maximalleistung bei 660 Touren/Min. abgibt.

Verlangt: Zweckmäßigstes Steigungsverhältnis und Maschinenleistung für die Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 kn. Wie bei Fall a beträgt auch jetzt der Durchmesserbelastungsgrad

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = 5,07.$$

Reduziert man die für die Konstruktion einzuhaltende Tourenzahl von 660/Min. zunächst im Verhältnis der oben gewählten Übertragung von Schiff zu Modell auf

$$\frac{660}{\sqrt{1,05}} = 644/\text{min.} = 10,73/\text{sek.},$$

so erhält man einen Slipgrad

$$C_s = \frac{n \cdot D}{V_e} = \frac{10,73 \cdot 1,5}{13,32} = 1,21.$$

Für $C_d = 5,07$ und $C_s = 1,21$ ergeben die Diagramme (Fig. 19) ein Steigungsverhältnis $H/D = 1,10$ und hierfür einen reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0,690$, so daß die Steigung $H = 1,10 \cdot D = 1650$ mm und die abgebremste Wellenferdestärke für die Erreichung von 27 kn pro Maschine

$$\frac{SPS}{\eta_p} = WPS = \frac{1823}{0,690} = 2643,$$

mithin für beide zusammen 5286 betragen müßte. Für die Konstruktion sind wie oben ca. 5% mehr zu rechnen, mithin

$$WPS = 5286 \cdot 1,05 = 5550.$$

2. Die Propellertourenzahl n sei gegeben (der Propellerdurchmesser dagegen noch freigestellt).

$$\frac{S}{D^2 \cdot V_e^2} = \frac{c_1}{(1 - s_n)^2} = C_d,$$

$$\frac{nD}{V_e} = \frac{1}{k(1 - s_n)},$$

$$D = \frac{V_e}{n \cdot k(1 - s_n)},$$

$$\frac{S}{D^2 \cdot V_e^2} = \frac{S \cdot n^2 \cdot k^2 (1 - s_n)^2}{V_e^4} = C_d,$$

$$\frac{S \cdot n^2}{V_e^4} = C_d \cdot \frac{1}{k^2 (1 - s_n)^2},$$

$$\frac{S \cdot n^2}{V_e^4} \cdot \frac{c_1}{k^2 (1 - s_n)^4},$$

$$\sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2} = \frac{\sqrt{c_1}}{k(1 - s_n)^2} = C_n.$$

Da einem bestimmten c_1 ein ganz bestimmtes s_n entspricht und hierbei auch der Wirkungsgrad η_p eindeutig festgelegt ist, so wird letzterer eine Funktion von dem sog. Tourenbelastungsgrad

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2}$$

sein.

Trägt man also wieder für die einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis A_p/A von beispielsweise 30% und 60% und verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D von 0,60 bis 1,20, nach Maßgabe der Diagramme Fig. 21 und 22 die Propellerwirkungsgrade η_p sowie den Slip über dem Tourenbelastungsgrad C_n auf, so hat man einen unmittelbaren Ver-

gleich jeder Propellergruppe bei gleichem Schub, gleicher Geschwindigkeit und gleicher Tourenzahl und kann das zweckmäßigste Steigungsverhältnis H/D aus den Wirkungsgradkurven unmittelbar entnehmen. Durch den Slipgrad

$$\frac{nD}{V_e} = C_s$$

ist auch der Propellerdurchmesser bestimmt.

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n}$$

Es geht aus den betreffenden Diagrammen Fig. 21 u. 22 folgendes hervor.

Bei allen Gruppen mit gleichen Flächenverhältnissen nehmen mit Erhöhung des Tourenbelastungsgrades

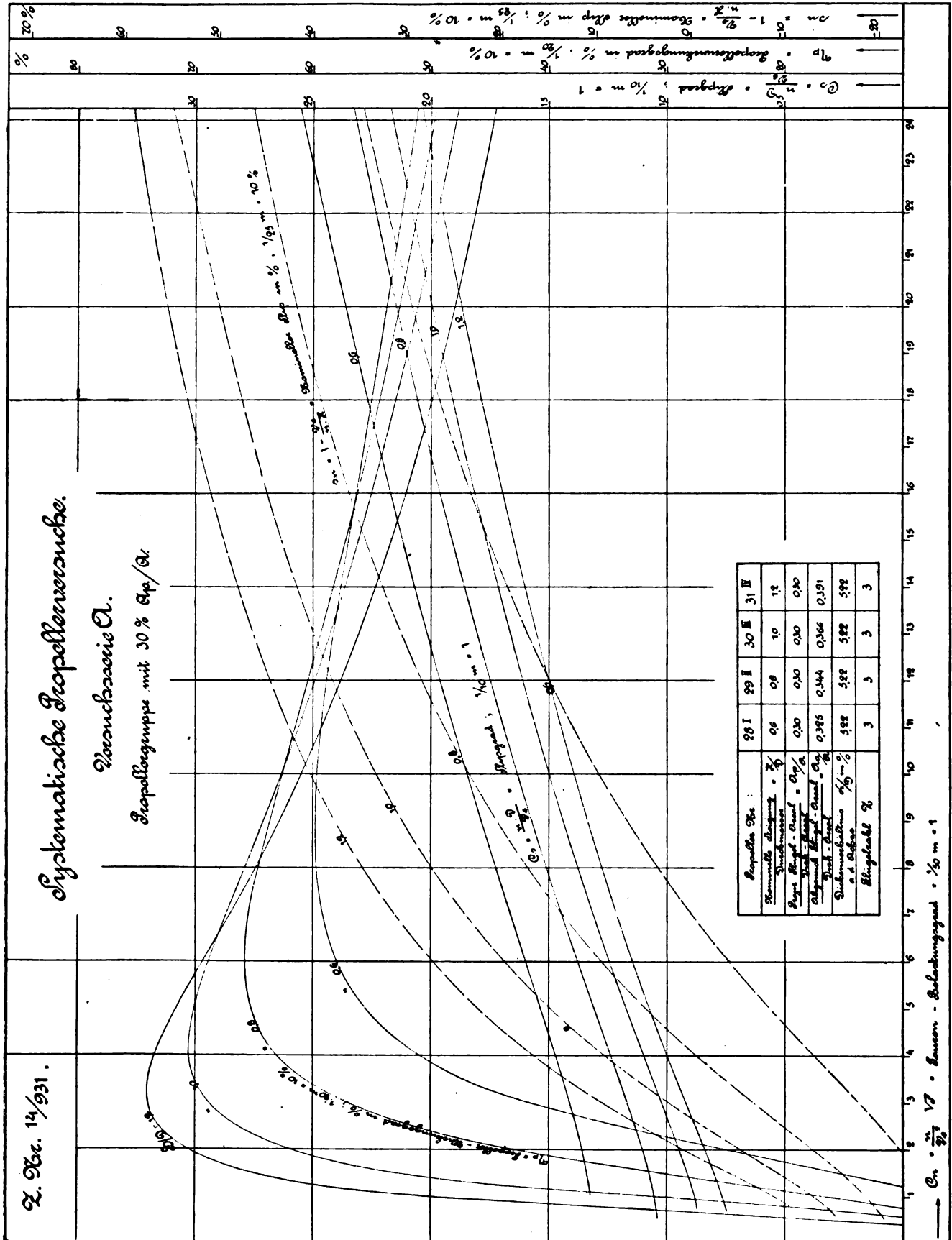


Fig. 21.

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2}$$

die Propellerwirkungsgrade η_p zunächst schnell zu und darauf, nachdem ein gewisses, von den Steigungsverhältnissen abhängiges Maximum erreicht ist, wieder, aber verhältnismäßig langsam ab. Diejenigen Tourenbelastungsgrade, welche vor der Erreichung der maximalen Propellerwirkungsgrade liegen,

kommen für praktische Zwecke wohl kaum in Betracht, da denselben Propeller von unnötig geringen Touren zugeordnet sind, die ihrerseits schwere Maschinen erfordern, und doch keine günstige Kraftübertragung erwarten lassen.

Bei geringen Belastungsgraden sind durchweg die höheren Steigungsverhältnisse infolge ihres besseren Propellerwirkungsgrades als die günstigeren anzusehen, erst bei größe-

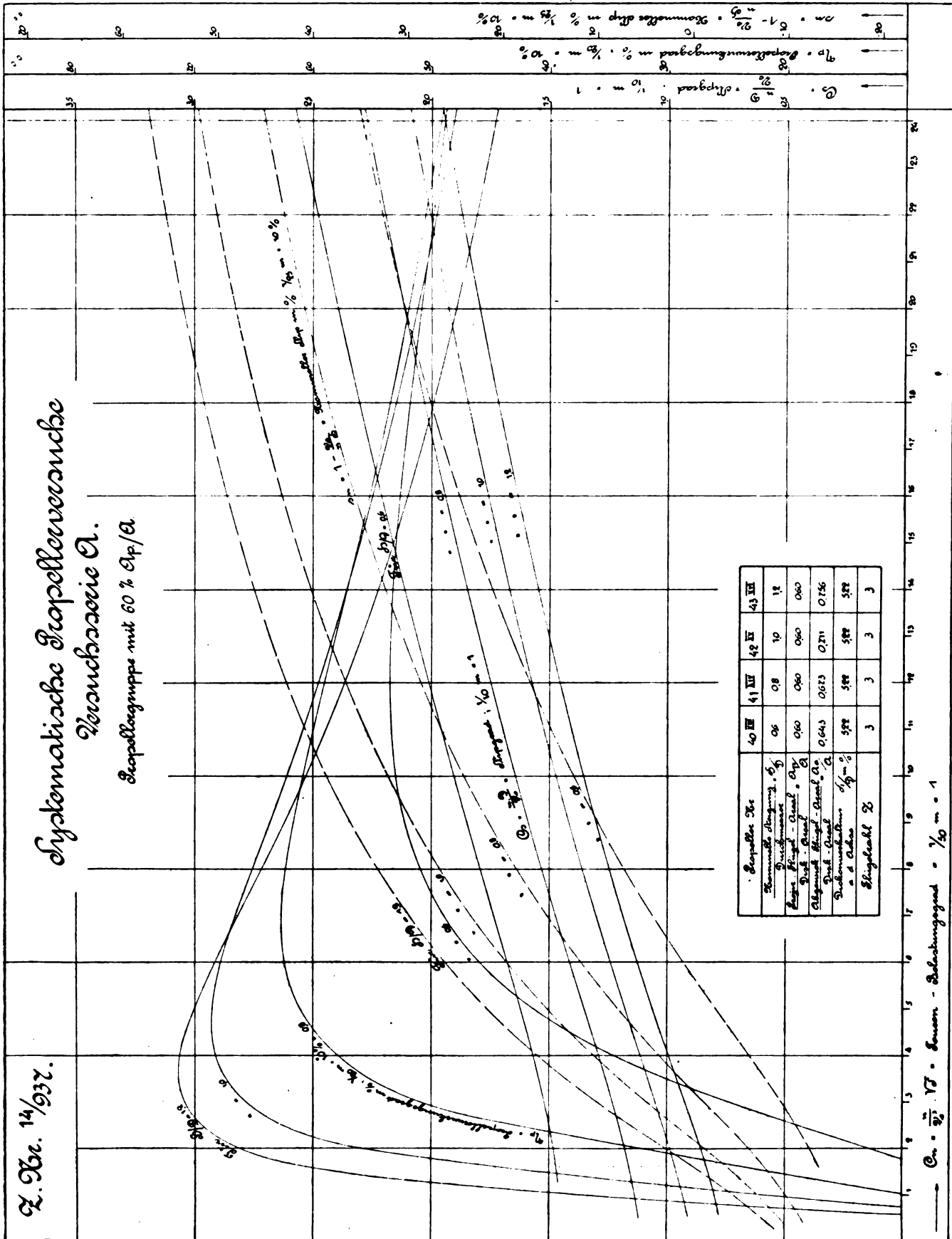


Fig. 22.

ren Belastungsgraden ändern sich diese Verhältnisse zugunsten der kleineren Steigungsverhältnisse.

Das Maximum der Wirkungsgradkurve liegt bei den einzelnen Gruppen mit gleichen Flächenverhältnissen und verschiedenen Steigungsverhältnissen bei um so höheren Belastungsgraden, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind und bei den einzelnen Gruppen mit gleichen Steigungsverhältnissen, aber verschiedenen Flächenverhältnissen bei um so höheren Belastungsgraden, je größer die Flächenverhältnisse sind, so daß man hieraus schon den Schluß ziehen kann, daß bei den höheren Belastungsgraden Propeller von kleinen Steigungsverhältnissen und großen Flächenverhältnissen sich als die vorteilhafteren erweisen müssen.

Bei gleichen Belastungsgraden sind die Propellerwirkungsgrade für dieselben Steigungsverhältnisse um so größer, je kleiner die Flächenverhältnisse sind und zwar in einem höheren Grade bei den niedrigeren Steigungsverhältnissen und in einem nur geringen bei den höheren Steigungsverhältnissen.

Bei gleichen Belastungsgraden $\sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2}$ sind bei den einzelnen Gruppen mit gleichem Flächenverhältnis die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ und demnach auch die Propellerdurchmesser, um den gleichen Schub bei derselben Geschwindigkeit mit gleicher Tourenzahl zu erzeugen, naturgemäß um so größer, je kleiner die Steigungsverhältnisse sind.

Anwendung der Diagramme (Fig. 21 u. 22) bei einem vorliegenden Projekt.

Das obige Zweischraubenschiff soll seine Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 km mit 500 Touren pro Minute erreichen. Der Propellerdurchmesser sei nicht beschränkt.

Verlangt: Zweckmäßigste Dimensionen des Propellers und abgeregnete Wellenpferdestärken.

Man reduziere zunächst die für die Konstruktion einzuhaltende Tourenzahl von 500/min. im Verhältnis der Übertragung von Schiff zu Modell auf

$$\frac{500}{\sqrt{1,05}} = 488/\text{min.} = 8,14/\text{sek.},$$

so beträgt der Tourenbelastungsgrad

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2} = \frac{\sqrt{10270} \cdot 8,14}{13,32^2} = 4,65.$$

Hierfür ergibt sich durch Interpolation der Diagramme (Fig. 21) der Propellergruppe mit 30⁰/₀ A_p/A Flächenverhältnis ein günstiges Steigungsverhältnis $H/D = 1,2$, ein reiner Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0,725$ und ein Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1,04.$$

Der zweckmäßigste Propellerdurchmesser beträgt demnach

$$D = 1,04 \frac{V_e}{n} = 1,04 \frac{13,32}{8,14} = 1,703 \text{ m}$$

und die günstigste Steigung

$$H = D \cdot 1,2 = 1,703 \cdot 1,2 = 2,044 \text{ m.}$$

Die abgeregneten Wellenpferde pro Maschine würden sich bei $\eta_p = 0,725$ zu

$$\frac{SPS}{\eta_p} = WPS = \frac{1823}{0,725} = 2515,$$

mithin für beide zusammen zu 5030⁰ ergeben. Für die Konstruktion wieder um 5⁰/₀ vermehrt, ergibt

$$WPS = 5030 \cdot 1,05 = 5280.$$

F. Auswertung von Probefahrtsresultaten auf Grund der Modellpropeller-Versuchsergebnisse.

Die Dimensionierung der günstigsten Propeller für den Fall einer bestimmten vorliegenden Konstruktion auf Grund der Resultate systematischer Modellpropellerversuche nach der

Methode der Auswertung für gleichen Durchmesserbelastungsgrad

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D V_e^2}$$

bzw. gleichen Tourenbelastungsgrad

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_e^2}.$$

wie sie in den Diagrammen Fig. 19/20 und 21/22 zur Darstellung gebracht worden ist, kann in exakter Weise nur dann ausgeführt werden, wenn vorher die Widerstandsverhältnisse des betreffenden Fahrzeuges für die verlangte Geschwindigkeit durch einen Modellschleppversuch ermittelt worden sind und somit auch der Schub S bekannt ist, den die Propeller auszuüben haben.

Um dem Konstrukteur eine Handhabe zu bieten, auch in Ermangelung von Schiffsmodellversuchen eine bequeme Auswertung von Probefahrtsresultaten an Hand der Ergebnisse von systematischen Propellerversuchen vornehmen zu können und ihm gleichzeitig darüber Aufschluß zu geben, ob die von ihm gewählten Propeller günstig gearbeitet haben, dürfte in manchen Fällen die in folgendem erörterte und in den Diagrammen Fig. 23 und 24 dargestellte Auftragungsmethode der Modellpropeller-Versuchsergebnisse erwünscht sein.

Nach früherem läßt sich das Drehmoment eines bestimmten Propellermodells von festgelegten Konstruktionsverhältnissen aber beliebigen absoluten Dimensionen für einen bestimmten nominellen Slip s_n durch die Beziehung ausdrücken:

$M = c_2 \cdot n^2 \cdot D^2 \cdot H^3$, wobei c_2 eine Konstante bedeutet, die dem betreffenden Propellermodell eigentümlich und nur abhängig vom Slip ist.

$$H/D = k = \text{Steigungsverhältnis,}$$

$$H = k \cdot D,$$

$$\therefore M = c_2 \cdot n^2 \cdot k^3 \cdot D^5,$$

$$s_n = \frac{nH - V_e}{nH} = 1 - \frac{V_e}{nH} = 1 - \frac{V_e}{n \cdot k \cdot D},$$

$$D = \frac{V_e}{n \cdot k (1 - s_n)},$$

$$\therefore M = \frac{c_2 \cdot V_e^5}{n^3 \cdot k^3 (1 - s_n)^5},$$

$$M \cdot \frac{n^3}{V_e^5} = \frac{c_2}{k^3 (1 - s_n)^5}.$$

Diese Beziehungsgleichung besagt, daß ein bestimmtes Propellermodell, welches z. B. auf der Probefahrt bei der Fortschrittgeschwindigkeit V_e (unter Berücksichtigung des Nachstroms) mit der Tourenzahl n ein bestimmtes Drehmoment M aufgezehrt und daher die Leistung an abgeregneten Wellenpferdestärken von

$$WPS = \frac{2 \pi n M}{75}$$

zu seiner Drehung erfordert hat, bei einem ganz bestimmten nominellen Slip s_n gearbeitet haben muß, dem bekanntlich wiederum ein ganz bestimmter Wirkungsgrad η_p zugeordnet ist. Trägt man daher die Resultate einer Serie gesetzmäßig voneinander abgeleiteter Modellpropeller, d. h. die Wirkungsgrade η_p und die dem nominellen Slip entsprechenden Slipgrade

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{1}{k (1 - s_n)}$$

als Funktion von

$$M \cdot \frac{n^3}{V_e^5} = \frac{c_2}{k^3 (1 - s_n)^5}$$

oder wie dies in den Diagrammen Fig. 23 und 24 der größeren Übersichtlichkeit wegen für einzelne Gruppen mit gleichen Flächenverhältnissen A_p/A bei verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D geschehen ist, als Funktion des sog. Tourenmomentgrades

$$C_{n.m} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = \sqrt[3]{\frac{c_2}{k^3 (1 - s_n)^5}}$$

graphisch auf, so läßt sich bei Kenntnis der durch die Probefahrt bei der betreffenden Geschwindigkeit V_e mit der Tourenzahl n festgestellten abgebremsten Wellenpferdestärken WPS und des daraus resultierenden Drehmomentes

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2 \pi n}$$

bei dem damit bestimmten Tourenmomentgrad C_{nm} für das vorliegende Steigungsverhältnis H/D der betreffende Wirkungsgrad η_p , mit dem der Propeller gearbeitet haben muß, aus den zugehörigen Diagrammen ohne weiteres entnehmen. Eine Probe auf die Richtigkeit dieses Auswertungsverfahrens kann in der Weise ausgeführt werden, daß man bei dem in dem betreffenden Fall vorliegenden Tourenmomentgrad C_{nm} für den durch Tourenzahl n , Durchmesser D und Fortschritts- geschwindigkeit V_e bestimmten Slipgrad der Probefahrt

$$C_s = \frac{nD}{V_e}$$

nachprüft, ob hierbei tatsächlich aus der Kurvenschar der Slipgrade der systematischen Modellpropeller-Versuchs- resultate durch Interpolation dasjenige Steigungsverhältnis zu entnehmen ist, welches der betreffende Schiffspropeller in Wirklichkeit gehabt hat.

Derartige Kontrollrechnungen, die an Hand der Diagramme Fig. 23 und 24 nach den Probefahrtsresultaten einer Reihe Kriegs- und Handelsschiffe zahlenmäßig durchgeführt wurden, haben die Übertragbarkeit der Modellversuchsergebnisse auf die ausgeführten Schiffspropeller bestätigt.

Der Gang der Untersuchung war dabei folgender:

Gegeben waren Durchmesser D und Steigung H , mithin auch das Steigungsverhältnis H/D der ausgeführten Schiffs- propeller, ferner ihre Flügelzahl z und das Flächenverhältnis A_p/A und durch die Probefahrt die Fahrtgeschwindigkeit V_s in kn sowie die indizierten Pferdestärken IPS pro Maschine und Tourenzahlen n_s pro Minute festgestellt.

$$V_m = V_s \cdot 0,5144 = \text{Schiffsgeschwindigkeit in m/sec,}$$

$$V_e = V_m (1 - w) = \text{nominelle Zuflußgeschwindigkeit des Wassers in den Propeller,}$$

$$w = \text{Nachstromziffer} = 0,05,$$

$$n = \frac{n_s}{60} = \text{Tourenzahl pro Sekunde,}$$

$$\cdot/\cdot C_s = \frac{n \cdot D}{V_e} = \text{Slipgrad,}$$

$$WPS = IPS \cdot \eta_m = IPS \cdot 0,9 = \text{abgebremste Wellenpferde- stärke,}$$

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2 \pi n} = \text{Drehmoment, welches die betreffende}$$

Schraube auf der Probefahrt aufgezehrt hat, in mkg,

$$\cdot/\cdot C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^3}} = \text{Tourenmomentgrad.}$$

Für diesen so bestimmten Wert von C_{nm} läßt sich nun aus den Diagrammen Fig. 23 und 24 unter Berücksichtigung der Gruppen gleichen Flächenverhältnisses bei dem errechneten Slipgrad C_s durch Interpolation in den betreffenden Slipgradkurven ein zugeordnetes Steigungsverhältnis H/D entnehmen. Gleichzeitig geben die diesen Steigungsverhältnissen zugeordneten auf gleicher Ordinate liegenden Werte der η_p -Kurven den Wirkungsgrad an, unter dem der unter- suchte Propeller auf der Probefahrt gearbeitet haben muß. Wie aus einem Vergleich der errechneten Werte für die Steigungsverhältnisse mit denen der wirklich vorliegenden der ausgeführten Schiffspropeller ersehen werden konnte, stimmten beide im allgemeinen relativ gut miteinander überein, so daß sich hierdurch die Übertragbarkeit der Modellpropeller-Versuchsergebnisse auf die Verhältnisse der ausgeführten Schiffs- schrauben nachweisen ließ.

Die Diagramme Fig. 23 und 24 können, wie später gezeigt werden soll, unter gewissen Bedingungen ferner vorteilhaft dazu verwendet werden, um für den vorliegenden Konstruktionsfall, daß für ein Schiff eine bestimmte Maschine, die ihre Maximalleistung an abgebremsten Wellenpferden WPS mit der Tourenzahl n_s pro Minute abgibt, bereits festgelegt

ist, denjenigen Propeller zu dimensionieren, der bei der ver- langten Fahrtgeschwindigkeit auf die betreffenden Um- drehungen kommt und gleichzeitig unter diesen Verhält- nissen mit einem bestmöglichen Wirkungsgrad arbeitet, d. h. dabei auch den größten nutzbaren Schub erzeugt. Hierzu mag zunächst erwähnt werden, daß diese Aufgabe, welche allerdings an den praktischen Propellerkonstrukteur in der bezeichneten Form meistens herantritt und auch zu lösen versucht wird, eigentlich eine technische Überbestimmung in sich trägt und zwar aus folgendem Grunde:

Angenommen, es wäre tatsächlich an der Hand der Dia- gramme systematischer Modellpropeller-Versuchsergebnisse oder auch vermittelt üblicher bewährter Propellerberech- nungsformeln derjenige Propeller bestimmt worden, welcher unter den betreffenden Verhältnissen den besten Wirkungs- grad aufweist, so besagt dies zunächst nur, daß derselbe rein als Transformator betrachtet, imstande sein würde, bei der bezeichneten Geschwindigkeit ohne Rücksicht auf den vor- liegenden Schiffswiderstand, die Dreharbeit der Maschine in eine größtmögliche Schubarbeit umzusetzen, d. h. hierbei einen in seinem Maximum begrenzten Schub zu liefern. Reicht nun dieser Schub nicht dazu aus, um bei der betreffenden Geschwindigkeit den Schiffswiderstand (inkl. Schraubensog) zu überwinden, so wird es dem Fahrzeug auch nicht möglich sein, auf die verlangte Geschwindigkeit zu kommen. Man er- sieht hieraus, daß sich die Dimensionierung eines Propellers für einen bestimmten Konstruktionsfall ohne Berücksichtigung der Widerstandsverhältnisse des Fahrzeuges, wie sie in der Praxis meistens in Ermangelung von Schiffsmodellversuchs- resultaten auf Grund von Propellerberechnungsformeln ver- sucht wird, eigentlich prinzipiell nicht in exakter Weise aus- führen läßt. Die Unsicherheit, die in diesem Verfahren liegt, ist jedoch, wie in folgendem nachgewiesen werden soll, nicht so groß, um die Anwendbarkeit desselben für praktische Zwecke vollkommen auszuschließen. Einem geschickten Konstrukteur wird es in den meisten Fällen möglich sein, an Hand von zu- verlässigen Probefahrtsresultaten ähnlich ausgeführter Fahr- zeuge diejenige Geschwindigkeit vermittelt Überschlagsformeln mit ziemlicher Genauigkeit errechnen zu können, welche das projektierte Schiff mit der vorgesehenen Maschinenleistung bei den betreffenden Touren erreichen wird. Unter diesen Um- ständen liegt der sog. Tourenmomentgrad

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^3}}$$

fest, so daß das zweckmäßigste Steigungsverhältnis H/D bei bestem Wirkungsgrade η_p aus den Diagrammen Fig. 23/24 wie auch der diesem zugehörige Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e}$$

entnommen und aus letzterem der Durchmesser

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n}$$

berechnet werden kann. Die zahlenmäßige Durchführung dieser Rechnung mag wieder an dem Beispiel des projek- tierten Zweischraubenmotorbootes gezeigt werden, welches die vorgesehene Konstruktionsgeschwindigkeit von $V_e = 27$ kn mit $WPS = 5280$ abgebremsten Wellenpferden bei $n_s = 500$ Touren pro Minute erreichen soll. Unter diesen Um- ständen beträgt das an jeder Welle zur Verfügung stehende Drehmoment

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2 \pi n},$$

$$n = \frac{n_s}{60} = \frac{500}{60} = 8,333/\text{sec,}$$

$$\cdot/\cdot M = \frac{1}{2} \cdot \frac{5280 \cdot 75}{2 \pi \cdot 8,33} = 3785 \text{ mkg,}$$

$$V_e = V_s \cdot 0,5144 \cdot (1 - w),$$

$$w = 0,04$$

angenommen;

$$V_e = 27 \cdot 0,5144 \cdot 0,96 = 13,32 \text{ m/sec;}$$

Tourenmomentgrad

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 8,33 \sqrt[3]{\frac{3785}{13,32^5}} = 1,74.$$

Für diesen Wert von C_{nm} läßt sich nach den Diagrammen Fig. 23 der Propellergruppe mit $A_p/A = 30\%$ als zweckmäßigstes Steigungsverhältnis $H/D = 1,2$, ein reiner Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 72\%$ und ein zugehöriger Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1,07$$

entnehmen und aus letzterem der betreffende Propellerdurchmesser D berechnen;

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 1,07 \cdot \frac{13,32}{8,33} = 1,71 \text{ m};$$

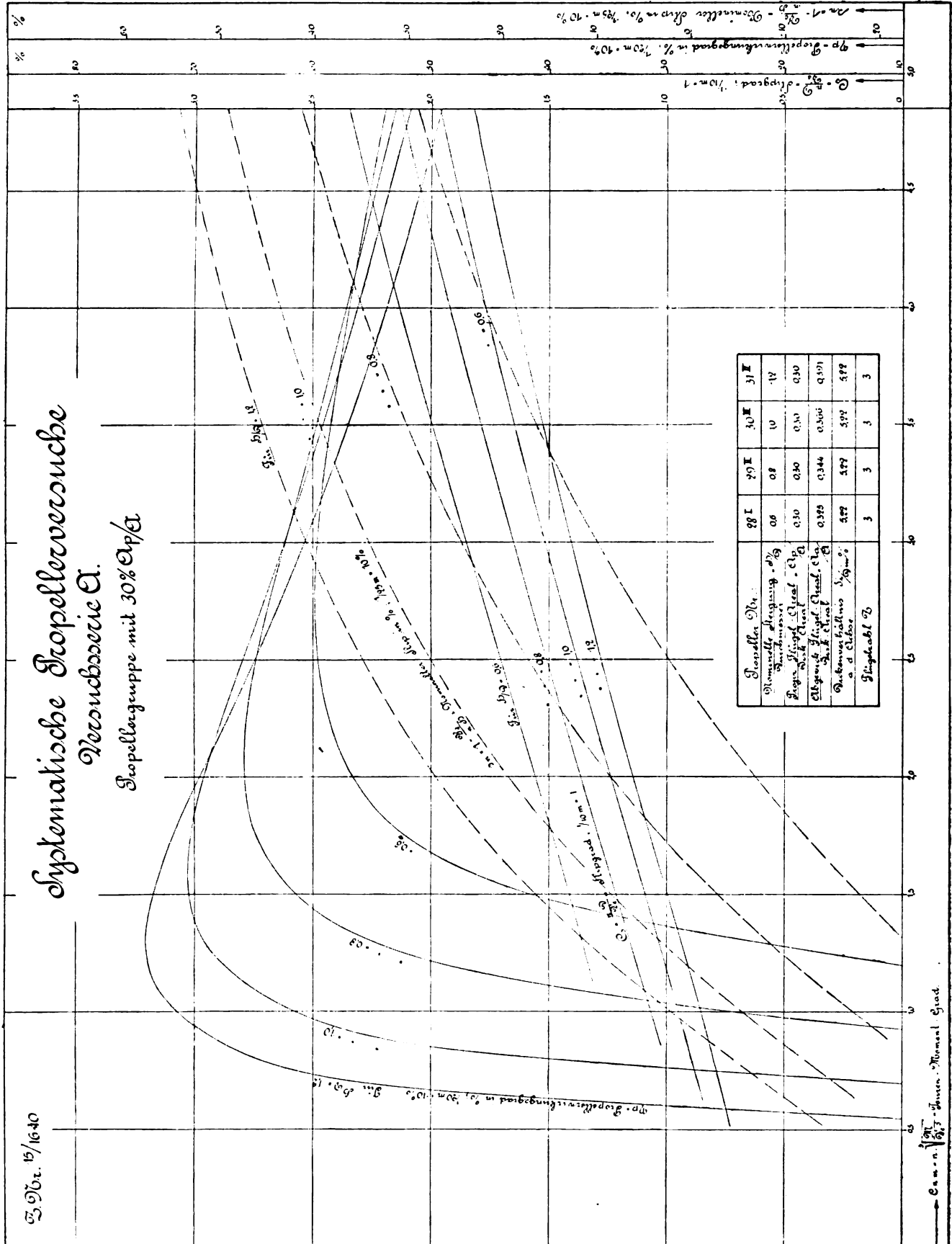


Fig. 23.

als Steigung ergibt sich bei

$$H/D = 1,2,$$

$$H = 1,2 \cdot 1,71 = 2,05 \text{ m.}$$

Würde man sich in der überschläglichen Bestimmung der erreichbaren Geschwindigkeit geirrt haben, insofern als dieselbe in Wirklichkeit nicht $V_s = 27 \text{ km}$ sondern nur 26 km

beträgt, so würde unter sonst gleichen Konstruktionsverhältnissen der Maschine ein Tourenmomentgrad

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^6}} = 8,33 \cdot \sqrt[3]{\frac{3785}{12,85^6}} = 1,84$$

vorliegen.

Nach den Diagrammen Fig. 23 der Gruppe mit 30%

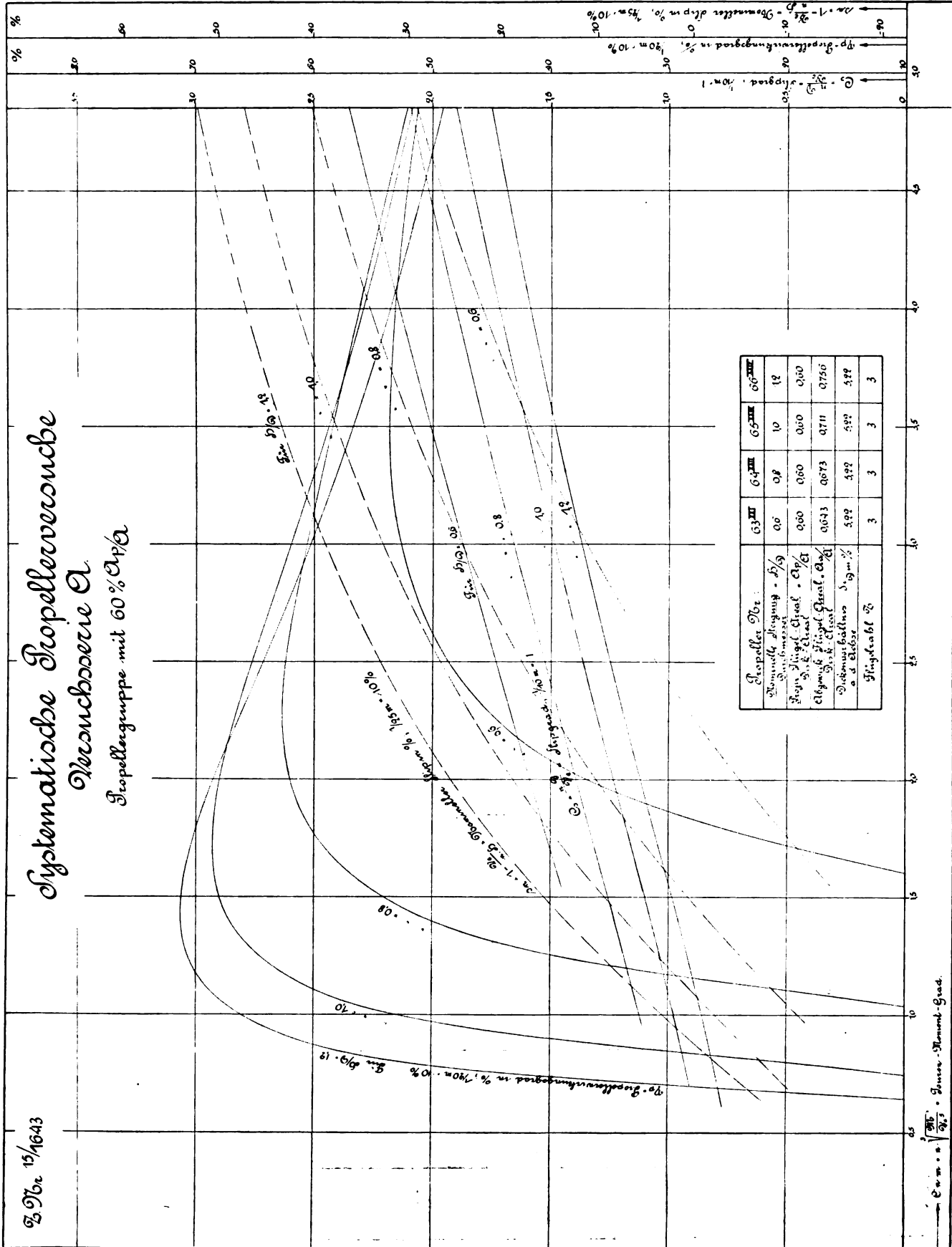


Fig. 24.

A_p/A ist unter diesen Verhältnissen das günstigste Steigungsverhältnis bei $C_{nm} = 1,84$ ebenfalls $H/D = 1,2$, der Wirkungsgrad $\eta_p = 71,2\%$ und der zugehörige Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1,1.$$

Aus letzterem ergibt sich der Propellerdurchmesser

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 1,1 \cdot \frac{12,85}{8,33} = 1,698 \text{ m}$$

und bei $H/D = 1,2$, die Steigung

$$H = 1,2 \cdot 1,698 = 2,04 \text{ m.}$$

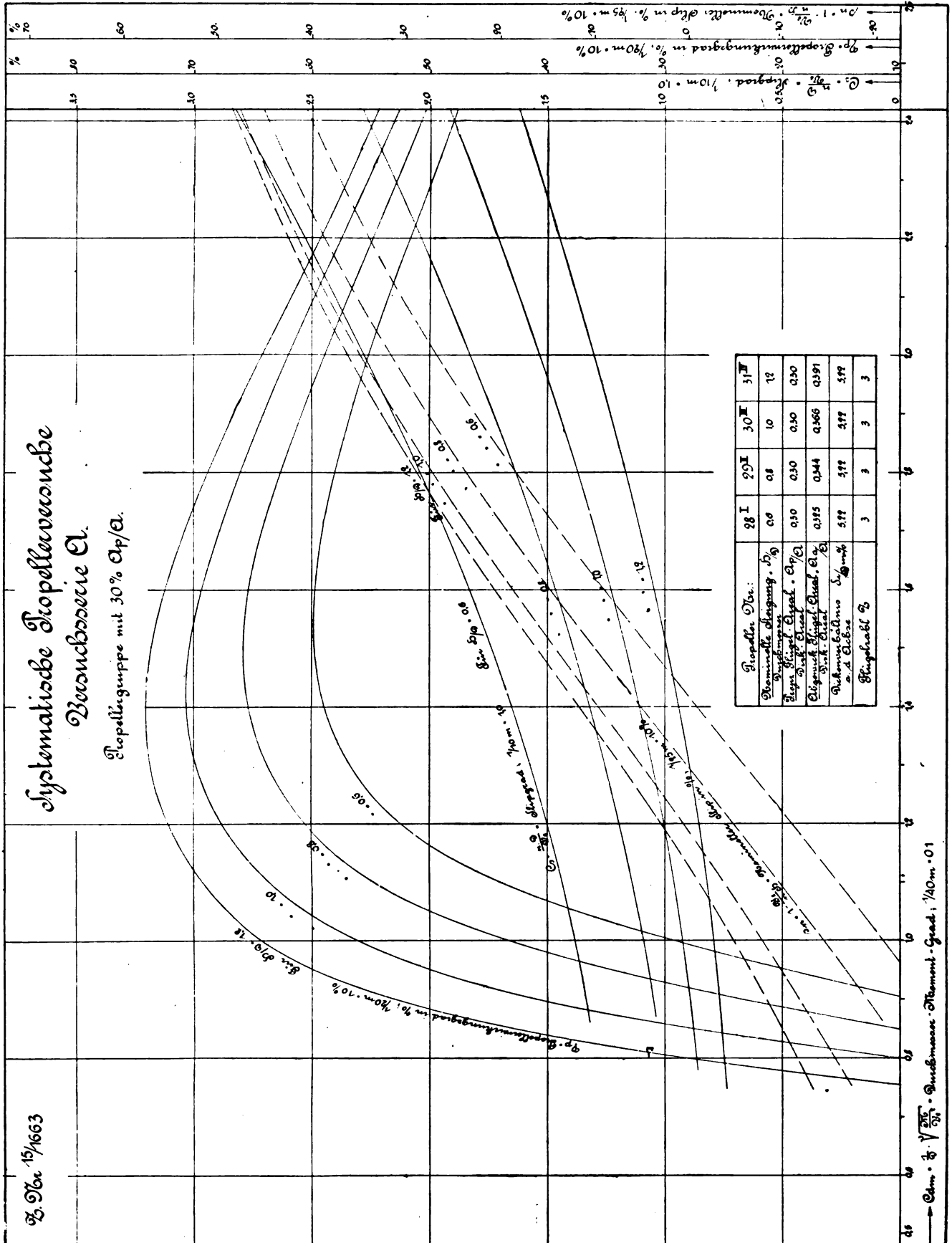
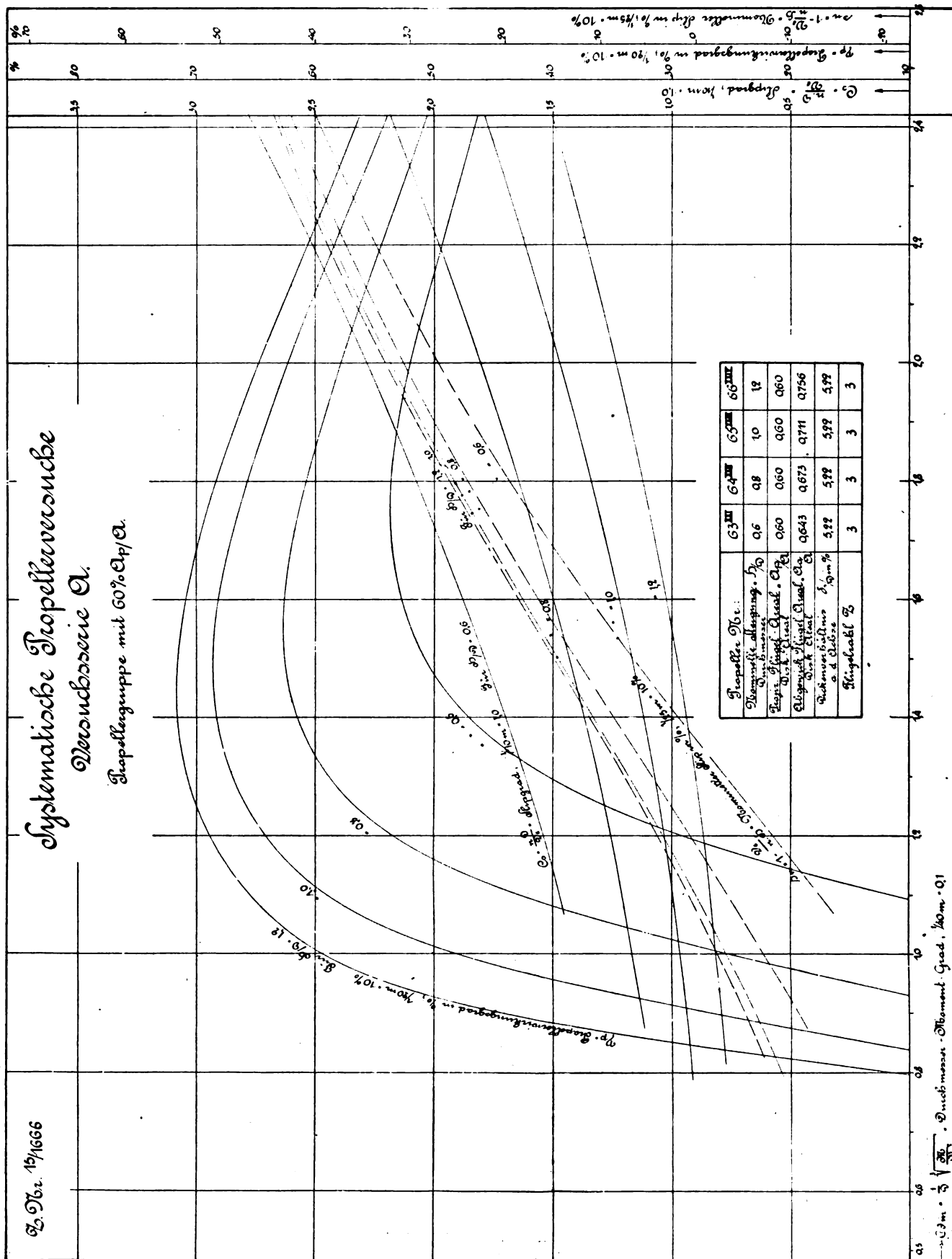


Fig. 25.

Wie aus dem Vergleich der errechneten Propellerdimensionen unter Annahme zwei voneinander abweichender Schiffsgeschwindigkeiten zu ersehen, ist der Unterschied in den Abmessungen nur unbedeutend, so daß damit der geringe Einfluß einer schätzungsweise selbst um 1 Knoten anders angenommenen Fahrtgeschwindigkeit bei der Auswertung der Versuchsdiagramme Fig. 23/24 gekennzeichnet sein dürfte.

Es ist eine bekannte, oft beobachtete Erscheinung, daß besonders bei Motorschiffen und Motorbooten die verlangte Fahrtgeschwindigkeit vielfach deswegen nicht erzielt wird, weil die Maschine infolge eines in Durchmesser oder Steigung zu groß bemessenen Propellers nicht auf diejenigen Touren kommen kann, bei welcher sie ihre volle Konstruktionsleistung abzugeben imstande sein würde. Ist der Propeller zu klein



dimensioniert, so wird andererseits die Konstruktionstourenzahl bis zu einem gewissen Grade überschritten, die Schraube aber unter den letzteren Verhältnissen mit einem übermäßig hohen Slip und ungünstigen Wirkungsgrade arbeiten, und das Fahrzeug aus diesem Grunde ebenfalls nicht auf die verlangte, sonst mit richtig gewählten Propellern erreichbare Geschwindigkeit kommen.

In beiden Fällen dürfte es erstrebenswert sein, eine Abänderung in den Schraubendimensionen dahin zu treffen, daß die volle Motorleistung bei der verlangten Geschwindigkeit gerade mit der Konstruktionstourenzahl der Maschine abgegeben wird. Um hierfür die erforderlichen Unterlagen zu bieten, ist eine Auswertung der systematischen Propellerversuchsresultate Serie A nach der in folgendem erörterten Methode und der durch die Diagramme Fig. 25 und 26 dargestellten Weise vorgenommen worden.

Wie bereits früher erwähnt, entspricht bei einem bestimmten vorliegenden Propellermodell, einem bestimmten nominellen Slip s_n und Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e}$$

ein ganz bestimmter Wirkungsgrad η_p und eine ganz bestimmte Momentenkonstante

$$c_2 = \frac{M}{n^2 \cdot D^2 H^3}$$

$$H = k \cdot D,$$

$k =$ Steigungsverhältnis,

$$\cdot / \cdot c_2 = \frac{M}{k^3 \cdot n^2 D^5}$$

$$nH = k \cdot nD = \frac{V_e}{1 - s_n}$$

$$n = \frac{V_e}{k \cdot D (1 - s_n)}$$

$$\cdot / \cdot c_2 = \frac{M \cdot k^2 \cdot D^2 (1 - s_n)^2}{k^3 D^5 \cdot V_e^2} = \frac{M (1 - s_n)^2}{k \cdot D^3 \cdot V_e^2}$$

$$\frac{M}{D^3 \cdot V_e^2} = \frac{c_2 \cdot k}{(1 - s_n)^2}$$

Diese Gleichung besagt, daß bei vorliegendem Maschinen-drehmoment M , wie es z. B. bei einem Motor, welcher seine volle Leistung an abgebremsten Wellenpferdestärken WPS bei der Konstruktionstourenzahl n_s pro Minute abgeben kann, durch die Beziehung

$$M = \frac{WPS \cdot 75 \cdot 60}{2\pi \cdot n_s}$$

festliegt, ein bestimmtes Propellermodell vom Durchmesser D und Steigungsverhältnis $H/D = k$ bei der Fahrtgeschwindigkeit V_e in m/sec (unter Berücksichtigung des Nachstroms) nur auf einen bestimmten nominellen Slip s_n und Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e}$$

zu bringen ist und die Maschine selbst demzufolge auch nur auf die ganz bestimmte Tourenzahl

$$n_s = \frac{C_s \cdot V_e}{D} \cdot 60$$

kommen kann, gleichgültig, ob bei dieser ihre volle Leistung bereits erreicht wird oder nicht.

Trägt man daher die Resultate systematischer Propeller-versuche d. h. die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ und zugehörigen Wirk-

ungsgrade η_p als Funktion von $\frac{M}{D^3 V_e^2}$ oder wie es in den Diagrammen Fig. 25 und 26 der größeren Klarheit wegen geschehen ist, für einzelne Gruppen von gleichem Flächenverhältnis A_p/A bei verschiedenen Steigungsverhältnissen H/D , als Funktion des sog. Durchmesser-Momentgrades

$$C_{dm} = \frac{1}{D} \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = \sqrt[3]{\frac{c_2 \cdot k}{(1 - s_n)^2}}$$

graphisch auf, so kann man an Hand derselben die Frage beantworten, ob der gewählte Propeller mit dem vorgesehenen Motor bei der verlangten Fahrtgeschwindigkeit überhaupt auf die Konstruktionstouren der Maschine zu bringen sein wird.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. 5. M. 57462. Gerüst für Luft- und Wasserfahrzeuge; Zus. z. Anm. M. 47738 u. M. 57080. Heinrich Karl Major, Berlin-Adlershof, Friedenstr. 20. A 28. 12. 14. E 20. 9. 16.

46 a. 22. Z. 9080. Viertaktverbrennungskraftmaschine mit um eine ruhende Kurbelwelle umlaufenden Zylindern. Joseph Zeitlin, Fulham b. London; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW 61. 13. 6. 14. Großbritannien, A 14. 6. 13. E 24. 9. 16.

Patenterteilungen.

77 h. 5. 293997. Flugzeug mit sich selbsttätig dem Fahrtwind entsprechend verstellenden Tragflächen. Ernst Schulze, Berlin, Invalidenstr. 105. 26. 3. 12. Sch 40701.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

„U 202“. Ein Kriegstagebuch von Kommandant Kapitänleutnant Freiherr von Spiegel. Verlag: August Scherl G. m. b. H., Berlin. Kl.-Okt. 138 S. Preis geheftet M. 1.—

Das Buch gibt ein anschauliches Bild über das Leben im Tauchboot und seine Anwendung als Waffe. Aus dem Inhalt: Der erste Schuß, Nachtfahrt, Gefährliche Begegnung, Der Pferdetransporteur, Umstellt, Reiche Beute, Eine Nacht auf dem Meeresgrunde, Durch das Minenfeld, Der Feind ins Netz gegangen, Englands Achtung vor dem Roten Kreuz, Lustige Jagd. Das Buch ist sehr interessant zu lesen, es ist zweifellos das beste bisher erschienene Buch über den U-Boot-Krieg. A. V.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Auszeichnungen:

Unser Mitglied, Generalleutnant Messing, Exzellenz, General-Inspekteur des Militär-Luft- und Kraft-Fahrwesens, erhielt den Bayerischen Militär-Verdienst-Orden 2. Klasse mit Stern und Schwertern.

Unsere kürzliche Mitteilung von der Auszeichnung des Kriegsfreiwilligen Unteroffiziers und Freiballon-Führers Hermann Apfel mit dem Eisernen Kreuz können wir heute durch die Meldung von der Verleihung der Sächsischen Friedrich-August-Medaille in Silber an dasselbe Mitglied ergänzen.

2. Ernennungen und sonstige Nachrichten aus unserem Mitgliederkreise:

Aus Anlaß des Besuches des Kultusministers an der Frankfurter Universität wurde unser Vorstandsmitglied, der

dortige Prorektor Professor Dr. Wachsmuth, zum Geheimen Regierungsrat ernannt; den Geheimen Hofrat Dr. K. von Linde, München, erwählte die Berliner Akademie der Wissenschaften zum korrespondierenden Mitglied; Dr. P. Ludewig, Privat-Dozent für Physik an der Berg-Akademie Freiberg i/Sa., wurde mit der Leitung des Instituts für Radiumkunde der gleichen Hochschule beauftragt.

3. Neuaufnahme:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurde als Ordentliches Mitglied in die Gesellschaft aufgenommen: Dipl.-Ing. Arno Schleusner, Leutnant d. R., z. Zt. Johannisthal b/Berlin, Waldstr. 6.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER
Öffentlich angestellter, beidseitiger Sachverständiger für Luftfahrzeuge der
Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und **Dr.-Ing. F. BENDEMANN**
Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Versuchsanstalt
für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE STUTTGART
Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN
H. BOYKOW
FREGATTEN-LEUTNANT A. D.,
FRIEDENAU-BERLIN
Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT
MÜNCHEN
Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT
FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DARZIG
Geh. Reg.-Rat **Dr. H. HERGESELL**
LINDENBERG-BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHNISCHEM HOCHSCHULE
MOSKAU
R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN
Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat **Dr. C. RUNGE**
PROF. A. D. UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dipl.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ART. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSHERZOGL.
TECHNISCHEM HOCHSCHULE BRAUN-
SCHWEIG
Dipl.-Ing. SEPPELER
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF
FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIED-
RICHSHAFEN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

30. September 1916.

Heft 17 u. 18.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger
Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steiglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: Vorreiter
Berlin-Steiglitz.

INHALT:

Systematische Propellerversuche. Von Diplom-Ingenieur K. Schaffran.
(Schluß). S. 109.

Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. II. Der Aufstieg von
Flugzeugen. Von E. Everling-Adlershof. S. 124.

Systematische Propellerversuche.

Von Diplom-Ingenieur K. Schaffran.

(Schluß aus Heft 15/16).

Für die Durchrechnung eines Zahlenbeispiels soll wieder auf das betreffende Zweischrauben-Motorboot zurückgegriffen werden, welches zur Erreichung seiner Konstruktionsgeschwindigkeit von $V_s = 27$ kn in dem erörterten Fall b eine Maschinenleistung von $WPS = 5550$ abgebremsten Wellenpferdestärken erfordert und dessen Propeller bei richtiger Dimensionierung von $D = 1500$ mm und $H = 1650$ mm ($H/D = 1,1$) mit $n_s = 660$ Umdrehungen pro Minute auf die Konstruktionsstouren des Motors bei Volleistung auch wirklich kommen. Es seien nun absichtlich Propeller von dem gleichen Durchmesser $D = 1500$ mm, aber der für diesen Fall zu hohen Steigung $H = 1800$ mm ($H/D = 1,2$), wie sie für den dort erörterten Fall a geeignet sein würden, zum Vergleich herangezogen, um zu untersuchen, wie sich bei Wahl dieser Schrauben unter sonst gleichen Konstruktionsbedingungen der Maschine wie bei Fall b die Verhältnisse gestalten werden. Das zur Verfügung stehende Drehmoment jedes der beiden Motoren ist

$$M = \frac{1}{2} \cdot \frac{WPS \cdot 75}{2\pi \cdot n_s} \cdot 60 = \frac{1}{2} \cdot \frac{5550 \cdot 75}{2\pi \cdot 660} \cdot 60 = 3015 \text{ mkg.}$$

Die Fahrtgeschwindigkeit unter Berücksichtigung des Nachstroms ($w = 0,04$)

$$V_s = V_s (1 - w) \cdot 0,5144 = 27 \cdot (1 - 0,04) \cdot 0,5144 = 13,32 \text{ m/sec,}$$

mithin der Durchmesser-Momentgrad

$$C_{am} = \frac{1}{D} \sqrt[3]{\frac{M}{V_s^2}} = \frac{1}{1,5} \cdot \sqrt[3]{\frac{3015}{13,32^2}} = 1,712.$$

Hierfür ergibt sich nach den Diagrammen Fig. 25 der Propellergruppe mit dem Flächenverhältnis $A_p/A = 30\%$ für das gewählte Steigungsverhältnis von $H/D = 1,2$ ein Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_s} = 1,11$$

und ein reiner Propellerwirkungsgrad

$$\eta_p = 0,706.$$

Infolgedessen würden die Propeller bei der verlangten Geschwindigkeit von $V_s = 27$ kn, ohne Rücksicht darauf, ob sie auch wirklich den erforderlichen Schub ausüben können, um das Fahrzeug auf diese zu bringen, infolge des zur Verfügung stehenden beschränkten Drehmoments der Motoren, nur auf

$$n_s = C_s \cdot \frac{V_s}{D} \cdot 60 = 1,11 \cdot \frac{13,32}{1,5} \cdot 60 = 591$$

Touren pro Minute kommen, die Maschine hierbei eine Leistung an abgebremsten Wellenpferdestärken von etwa

$$WPS = 5550 \cdot \frac{591}{660} = 4970$$

hergeben und bei dem vorliegenden reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0,706$, $SPS = 0,706 \cdot WPS = 0,706 \cdot 4970 = 3510$

By

1

effektive Schubpferdestärken mithin einen nutzbaren Propellerschub von

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_0} = \frac{3510 \cdot 75}{13,32} = 19750 \text{ kg}$$

erzeugen. Da nun aber das betreffende Fahrzeug, wie früher ausgeführt (S. 96), für die Geschwindigkeit von 27 kn — EPS = 3360 effektive Schlepppferdestärken und unter Berücksichtigung des Propellersoges und anderer zusätzlicher Einflüsse SPS = 3860 Propellerschubpferdestärken, also einen nutz-

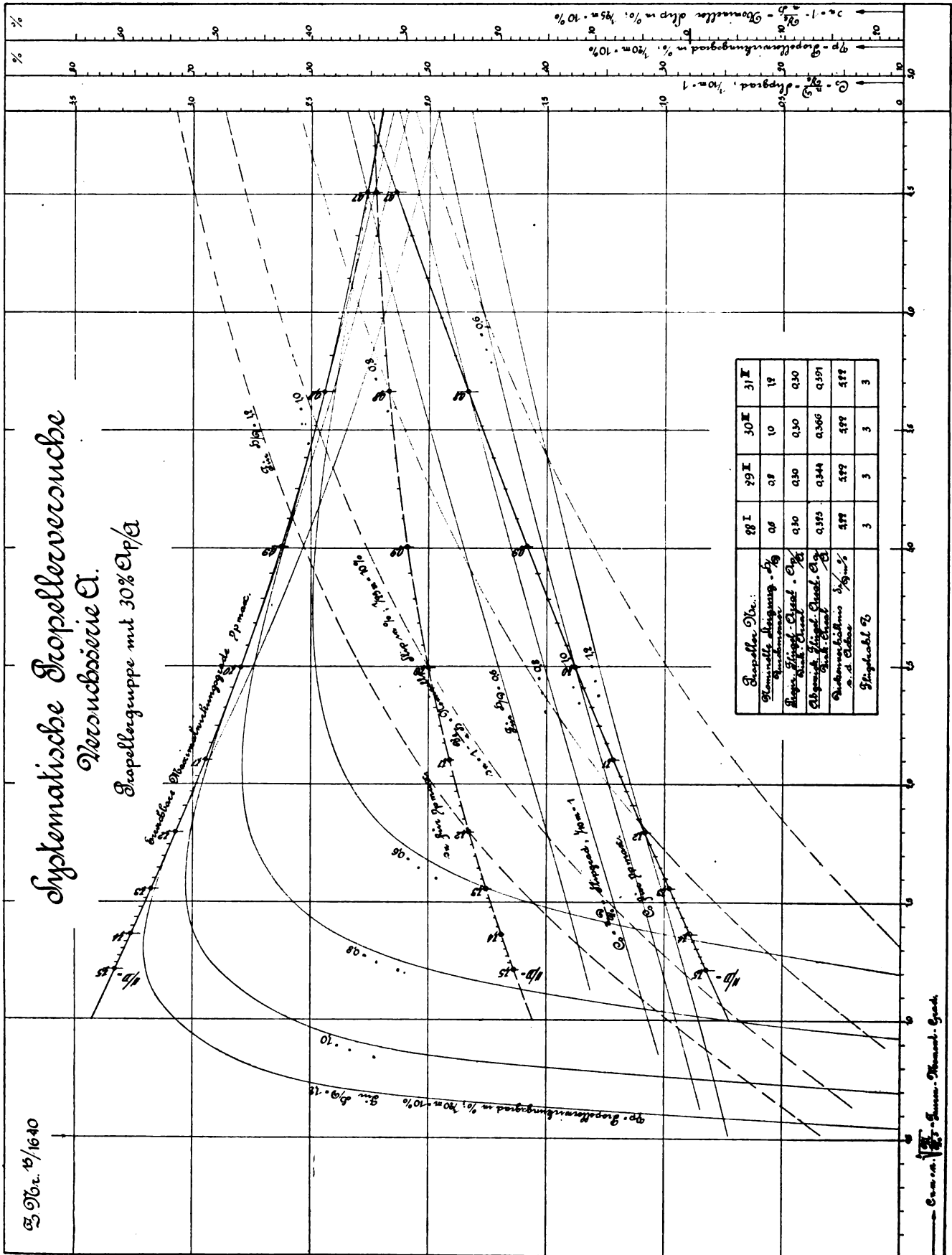


Fig. 27.

baren Propellerschub von mindestens $S = 21\,700$ kg erfordert, so wird es in dem zuletzt untersuchten Falle gar nicht möglich sein, das Schiff mit $S = 19\,750$ kg Schub auf die Konstruktionsgeschwindigkeit zu bringen. Aus diesem Grunde werden auch die Touren bei den gewählten Propellern von $D = 1500$ mm und $H = 1800$ mm ($H/D = 1,2$) noch weiter unter den errechneten von $n_s = 591$ pro Minute zurückbleiben und die Motoren erst recht nicht imstande sein, ihre volle Leistung abzugeben. Um dieses dennoch zu erreichen, läßt sich unter Einhaltung aller übrigen Konstruktionsverhältnisse von Schiff, Maschine und Propellern eine Anpassung der Steigung der letzteren in folgender Weise vornehmen:

Damit die Propeller von Durchmesser $D = 1500$ mm bei dem vorliegenden Durchmesser-Momentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D} \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = 1,712$$

bei der verlangten Geschwindigkeit $V_s = 27$ kn und $V_e = 13,32$ m/sec auf die Motortouren von $n_s = 660$ pro Minute, d. i. $n = 11$ pro Sekunde kommen, müßten sie bei einem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{11 \cdot 1,5}{13,32} = 1,23$$

arbeiten. Für diese Werte von $C_{dm} = 1,712$ und $C_s = 1,23$ bestimmen aber die Diagramme Fig. 25 ein Steigungsverhältnis $H/D = 1,1$, so daß die Steigung selbst von $H = 1800$ mm auf $H = D \cdot 1,1 = 1,5 \cdot 1,1 = 1650$ mm zu reduzieren wäre, um mit dem diesen Schrauben zugeordneten reinen Wirkungsgrad von $\eta_p = 0,69$ die erforderlichen Propellerschubpferdestärken von $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0,69 = 3860$ zu erzeugen, welche nach früherem für den Antrieb des betreffenden Fahrzeuges bei der Konstruktionsgeschwindigkeit von 27 kn erforderlich sind.

Liegt andererseits bei dem betreffenden Projekt der Fall vor, daß die Propeller bei gleichem Durchmesser $D = 1500$ mm in ihrer Steigung zu klein, z. B. mit $H = 1500$ mm ($H/D = 1$), bemessen sind, so würden sie bei 27 kn Fahrtgeschwindigkeit nach den Diagrammen Fig. 25 bei dem Durchmessermomentgrad

$$C_{dm} = 1,712$$

mit dem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 1,315$$

arbeiten, mithin auf

$$n_s = C_s \cdot \frac{V_e}{D} \cdot 60 = 1,315 \cdot \frac{13,32}{1,5} \cdot 60 = 700$$

Umdrehungen pro Minute kommen, also die normale Tourenzahl der Motoren von 660 pro Minute um etwa 6% überschreiten. Die abgebremsten Wellenpferdestärken WPS der Maschinen dürfen unter diesen Verhältnissen aber nicht um den gleichen Prozentsatz größer als bei Konstruktionsleistung angenommen werden, da das Drehmoment eines Motors bekanntlich bei Überschreitung der normalen Tourenzahl oft stark abfällt, so daß aus diesem Grunde bei 700 Motortouren in Wirklichkeit nur ungefähr mit der gleichen Leistung wie bei 660 Touren nämlich mit 5550 WPS zu rechnen sein wird. Bei dem einen Durchmessermomentgrad $C_{dm} = 1,712$ und einem Steigungsverhältnis $H/D = 1,0$ nach den Diagrammen Fig. 25 zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 0,676$ würden daher die nutzbaren Propellerschubpferdestärken $SPS = WPS \cdot \eta_p = 5550 \cdot 0,676 = 3750$ betragen, welche nach obigem ebenfalls nicht dazu ausreichen, um für das betreffende Fahrzeug den erforderlichen Schub bei 27 kn Geschwindigkeit zu liefern.

G. Beziehungen bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden.

In den Diagrammen Fig. 27 ist durch die eingetragenen Kurvenzüge für die maximal erreichbaren Wirkungsgrade η_{pmax} das Verfahren angedeutet, um bei einer Gruppe systematisch von einander abgeleiteten Propellern (in jenem Falle solchen mit durchweg 30% A_p/A -Verhältnissen) bei einem bestimmten vorliegenden Tourenmomentgrad $C_{nm} = n \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}}$, d. h.

gegebener Maschinenleistung, gegebenen Touren und gegebener Fahrtgeschwindigkeit bequem den zweckmäßigsten Propellerdurchmesser und das zugehörige günstigste Steigungsverhältnis festlegen zu können. Ähnliche Auswertungen sind auf Grund der Versuchsdiagramme Fig. 19 und 20 (s. S. 97 u. 98) zunächst

für gleiche Durchmesserbelastungsgrade $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$, d. h.

gegebenen Propellerschub bei gegebenem (beschränktem) Durchmesser und gegebener Fahrtgeschwindigkeit für die Gruppen mit 30% und 60% A_p/A -Verhältnissen in den Fig. 28 und 29 zur Darstellung gebracht worden, zu dem Zweck, für diesen Fall die günstigsten Tourenzahlen und die zugehörigen besten Steigungsverhältnisse zu bestimmen. In den betreffenden Kurven ist dabei außer einer Interpolation zwischen den untersuchten Steigungsverhältnissen von $H/D = 0,6 - 1,2$ über diese hinaus noch eine Extrapolation bis zu $H/D = 0,5$ und $1,5$ vorgenommen worden, um auch noch für diese wenigstens wahrscheinliche Werte zu erlangen.

Wie aus dem Verlauf der Kurven für die Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$ der Diagramme beider Gruppen zu erschen, nehmen jene fast in dem ganzen untersuchten Bereich annähernd linear mit den Durchmesserbelastungsgraden $C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$ zu, so daß die Beziehungsgleichung aufgestellt werden kann:

$$\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = C \cdot \frac{nD}{V_e} \quad \text{oder} \quad \frac{\sqrt{S}}{D} C = nD,$$

wobei C eine der betreffenden Propellergruppe eigentümliche Konstante bedeutet. Diese Gleichung besagt entsprechend ihrer Ableitung, daß für gegebenen Schub S und gegebenen Propellerdurchmesser D zur Erreichung des unter diesen Verhältnissen bestmöglichen Propellerwirkungsgrades unabhängig von der Fahrtgeschwindigkeit V_e eine ganz bestimmte Umfangsgeschwindigkeit und ferner bei dem gegebenen Durchmesser eine ganz bestimmte Tourenzahl $n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C$ eingehalten werden muß.

Ist Kavitation nicht zu befürchten, so kann man aus der Beziehungsgleichung $\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = C \cdot \frac{nD}{V_e}$ bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden η_{pmax} folgende Gleichung zur Bestimmung der zweckmäßigsten Touren bei gegebenen Schlepp-Pferdestärken EPS und gegebenem beschränktem Propellerdurchmesser ableiten:

$$S = \text{Funktion von } \frac{EPS}{V_e}, \quad n = \frac{\sqrt{S}}{D^2} \cdot C,$$

∴ günstigste Propellertourenzahl pro Minute

$$n_s = C \sqrt{\frac{EPS}{D^4 \cdot V_e}},$$

wobei C eine Konstante bedeutet, die nur für ein und dieselbe Propellergruppe mit konstanten A_p/A -Verhältnissen aber in diesem Falle auch bei verschiedenen H/D -Verhältnissen wirklich ungefähr gleich groß bleibt, was daraus zu ersehen ist, daß bei der zweiten Gruppe mit 60% A_p/A (Fig. 29) die Werte der sog. Slipgrade $C_s = \frac{nD}{V_e}$, obgleich ebenfalls direkt proportional mit

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

zunehmend, bei gleichen Werten von C_d kleiner sind und daher auch niedrigere Tourenzahlen bedingen, als bei der ersten Gruppe mit 30% A_p/A . Der Grund für die wenn auch nur unwesentlich höheren Wirkungsgrade der Gruppe mit 60% A_p/A gegenüber denen der Gruppe mit 30% A_p/A bei gleichen Belastungsgraden kann möglicherweise auf die den ersteren zugeordneten kleineren Tourenzahlen zurückgeführt werden.

Nachdem so in obigem einfache Beziehungsgleichungen zur Berechnung der erforderlichen Touren bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden gegeben worden sind, wenn für

das betreffende Schiff die effektiven Schlepp-Pferdestärken EPS bei der verlangten Geschwindigkeit V_e in kn bekannt und für den Propellerdurchmesser D ein bestimmter Wert einzuhalten ist, soll in folgendem auch eine Ableitung zur Ermittlung der zugehörigen Steigungen gemacht werden.

Wie aus den Diagrammen Fig. 28 und 29 entnommen werden kann, nehmen in einem größeren Bereich die Werte

für den nominellen Slip s_n ungefähr mit den $2/3$ Potenzen der Durchmesserbelastungsgrade C_d zu:

$$s_n = C \cdot C_d^{2/3} = C \cdot \left(\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} \right)^{2/3} = C \cdot \sqrt[3]{\frac{S}{D^2 \cdot V_e^2}}$$

so daß sich der nominelle Slip bei Kenntnis des zur Erreichung einer verlangten Geschwindigkeit erforderlichen Propeller-

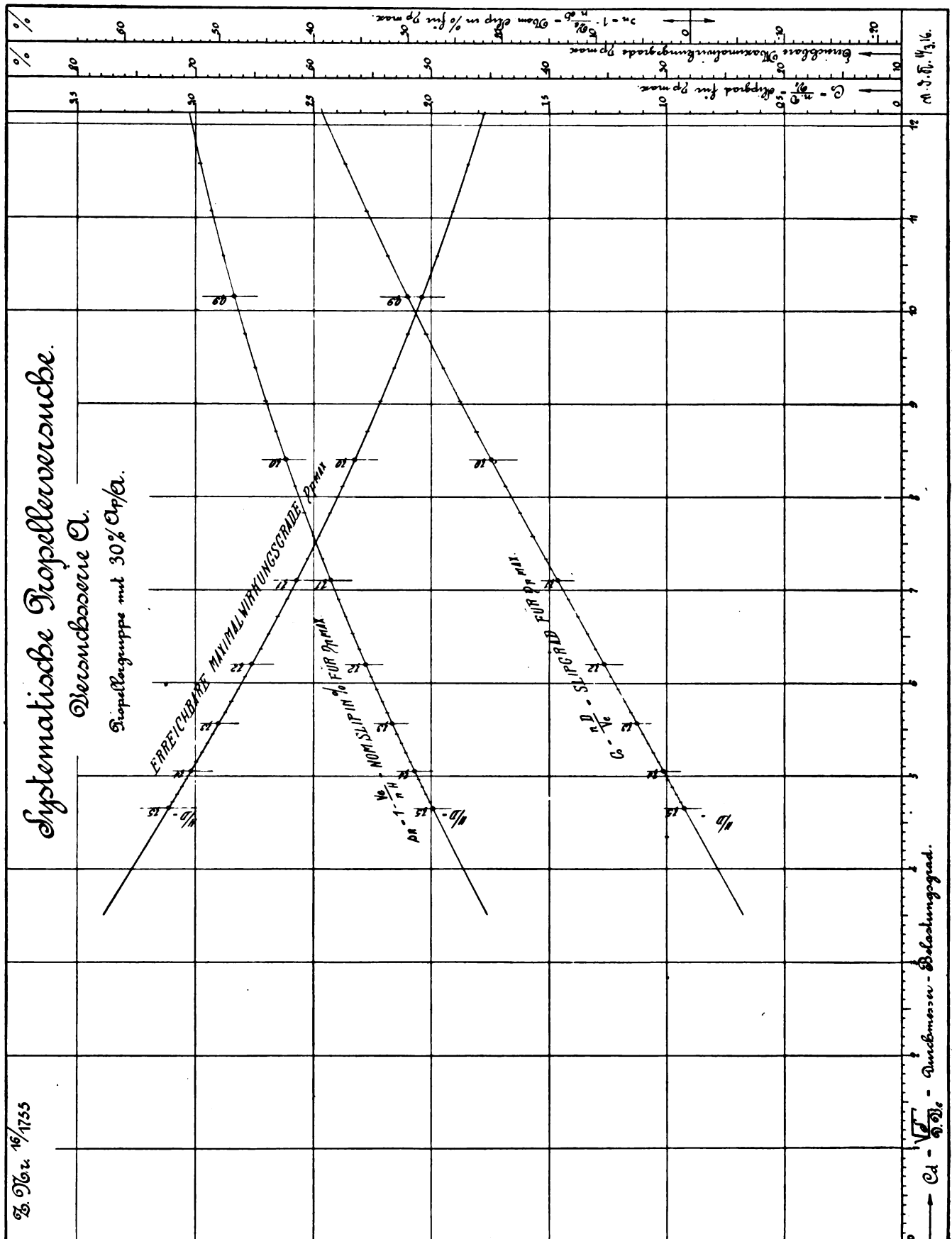


Fig. 28.

schubes und gegebenem Propellerdurchmesser rechnerisch auf Grund von Erfahrungskoeffizienten mit ziemlicher Annäherung ermitteln lassen müßte. Setzt man voraus, daß diese Verhältnisse trotz der Beeinflussung durch Nachstrom und Sog bei einem hinter dem Schiff arbeitenden Propeller auch noch bis zu einer gewissen Grenze auf den scheinbaren Slip s_s übertragbar sind, so könnte man nach

Bestimmung desselben durch eine Formel von gleichem Aufbau unter Einführung der vorher ermittelten günstigsten Tourenzahl die in diesem Falle erforderliche Steigung folgendermaßen ableiten:

$$s_s = \frac{nH - V_m}{nH} = C \cdot \sqrt[3]{\frac{S}{D^2 V_0^2}} = C \cdot \sqrt[3]{\frac{EPS}{D^2 V^3}}$$

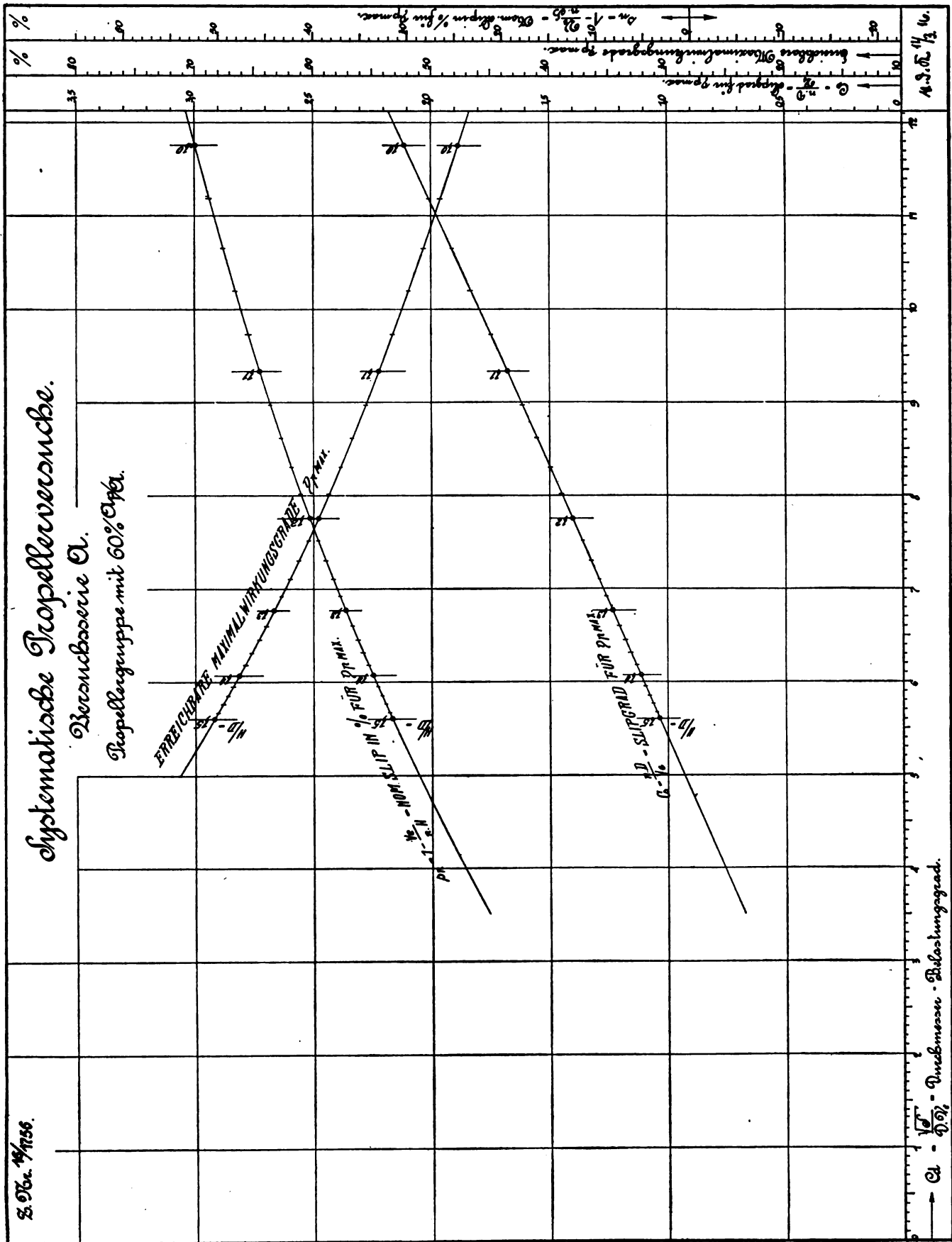


Fig. 29.

V_m = Schiffsgeschwindigkeit in m/sec;

$$\frac{V_m}{nH} = 1 - s_s,$$

$$H = \frac{V_m}{n(1 - s_s)},$$

$$V_m = V_s \cdot 0,5144;$$

V_s = Schiffsgeschwindigkeit in kn;

$$n = \frac{n_s}{60};$$

n_s = Propellertouren pro Minute,

folglich zweckmäßigste Steigung bei gegebenem (beschränktem) Propellerdurchmesser D und dem vorher ermittelten Slip s_s :

$$H = \frac{30,864}{(1 - s_s)} \cdot \frac{V_s}{n_s}.$$

Von einer zu weit gehenden Anwendung der soeben abgeleiteten Formeln zur Propellerberechnung muß jedoch im allgemeinen abgeraten werden, da diese immer nur für einen gewissen beschränkten Bereich Anspruch auf genügende Genauigkeit machen können, selbst wenn man von ihnen nur bei ein und derselben Propellergruppe mit gleichen A_p/A -Verhältnissen Gebrauch machen würde. Empfehlenswert dürfte es sein, alle Auswertungen für einen bestimmten vorliegenden Konstruktionsfall allein an Hand der Kurven vorzunehmen.

Der Vollständigkeit der obigen Ausführungen wegen mag aber nur noch auf die Abhängigkeit der maximal erreichbaren Wirkungsgrade $\eta_{p,max}$ von den Durchmesserbelastungsgraden

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_s}$$

hingewiesen werden, welche sich, nach den Ergebnissen beider Gruppen von 30% und 60% A_p/A (Fig. 28 u. 29) zu schließen, fast über den ganzen untersuchten Bereich hinaus ziemlich genau in die Formel kleiden läßt:

$$\eta = C \cdot \frac{1}{\sqrt{C_d}} = C \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{\sqrt{S}}{D V_s}}} = C \cdot \sqrt{\frac{D^2 V_s^2}{S}},$$

oder nach Einführung der Schiffsgeschwindigkeit V_s in kn und der effektiven Schlepp-Pferdestärken EPS

$$\eta_{p,max} = C \cdot \sqrt{\frac{D^2 V_s^3}{EPS}}; C = \text{Konstante.}$$

Da ferner nach früherem bei den maximal erreichbaren Wirkungsgraden $\eta_{p,max}$ die Beziehungsgleichung besteht

$$\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_s} = C_d = C \cdot \frac{nD}{V_s}$$

und nach obigem

$$\eta = C \cdot \frac{1}{\sqrt{C_d}}$$

ist, so ergibt sich auch

$$\eta = C \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{nD}{V_s}}}$$

oder nach Einführung der Schiffsgeschwindigkeit V_s in kn und der Tourenzahl n_s pro Minute

$$\eta_{p,max} = C \cdot \sqrt{\frac{V_s}{n_s \cdot D}}.$$

Es ist vielfach (besonders im Luftpropellerbau) üblich, als Kriterium für den Wirkungsgrad der Schrauben und als Grundlage für die Konstruktion nicht den Slip, sondern den sog. Slipwinkel, d. h. den Anstellwinkel des Flügelblattes zur Einstromrichtung des bewegten Mediums in Betracht zu ziehen. Wie in folgendem auf Grund der Versuchsergebnisse Fig. 28 und 29 nachgewiesen werden soll, dürfte dies einer gewissen Berechtigung nicht entbehren.

Betrachtet man ein Flügелеlement (Fig. 30) im Abstände r von der Propellerachse von der Länge dl und der Breite dr , welches mit der Winkelgeschwindigkeit ω rotiert und in axialer Richtung pro Sekunde einen Fortschritt $V_s = AC$ macht, so ist seine Geschwindigkeit in peripheraler Richtung $\omega \cdot r = AO$ und seine relative in bezug auf das Wasser

$$OC = \sqrt{V_s^2 + \omega^2 \cdot r^2}$$

gleich der Eintrittsgeschwindigkeit des Wassers in das Flügелеlement. Die Steigung des Schraubenelementes sei H , der Steigungswinkel $AOB = \theta$, so ist

$$\text{tg } \theta = \frac{H}{2r\pi} = \frac{AB}{AO}.$$

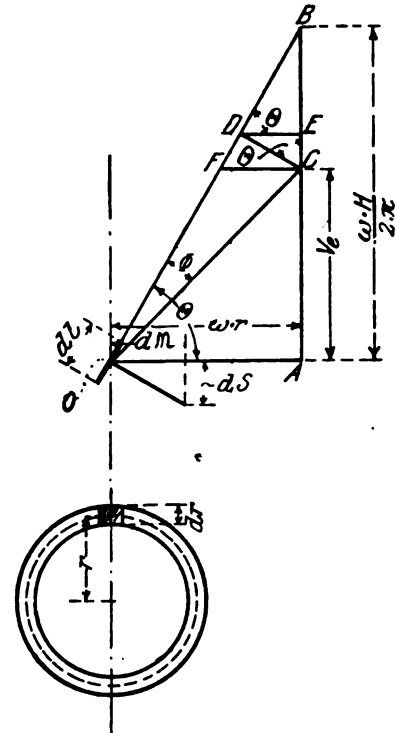


Fig. 30.

Die Strecke AB stellt den ideellen Fortschritt pro Sekunde des sliplosen Elementes von der Steigung H dar und ist gleich

$$\frac{\omega \cdot H}{2\pi},$$

so daß

$$BC = \frac{AB - AC}{AB}$$

gleich dem Slip, und Winkel $BOC = \varphi$ gleich dem Slipwinkel ist. Bei der wirklichen Fortschrittsgeschwindigkeit des Flügелеlementes in axialer Richtung, gleich AB sind Slip und Slipwinkel gleich Null,

$$\text{tg } \theta = \frac{H}{2\pi \cdot r} = \frac{\omega \cdot H}{2\pi} \cdot \frac{1}{\omega \cdot r}.$$

$$\text{Nomineller Slip } s_n = \frac{BC}{AB} = \frac{AB - AC}{AB},$$

$$s_n = \frac{\frac{\omega \cdot H}{2\pi} - V_s}{\frac{\omega \cdot H}{2\pi}} = \frac{\omega \cdot H - 2\pi \cdot V_s}{\omega \cdot H}$$

$$= 1 - V_s \cdot \frac{2\pi}{\omega \cdot H},$$

$$V_s = \frac{\omega \cdot H}{2\pi} \cdot (1 - s_n),$$

$$BC = s_n \cdot \frac{\omega \cdot H}{2\pi}.$$

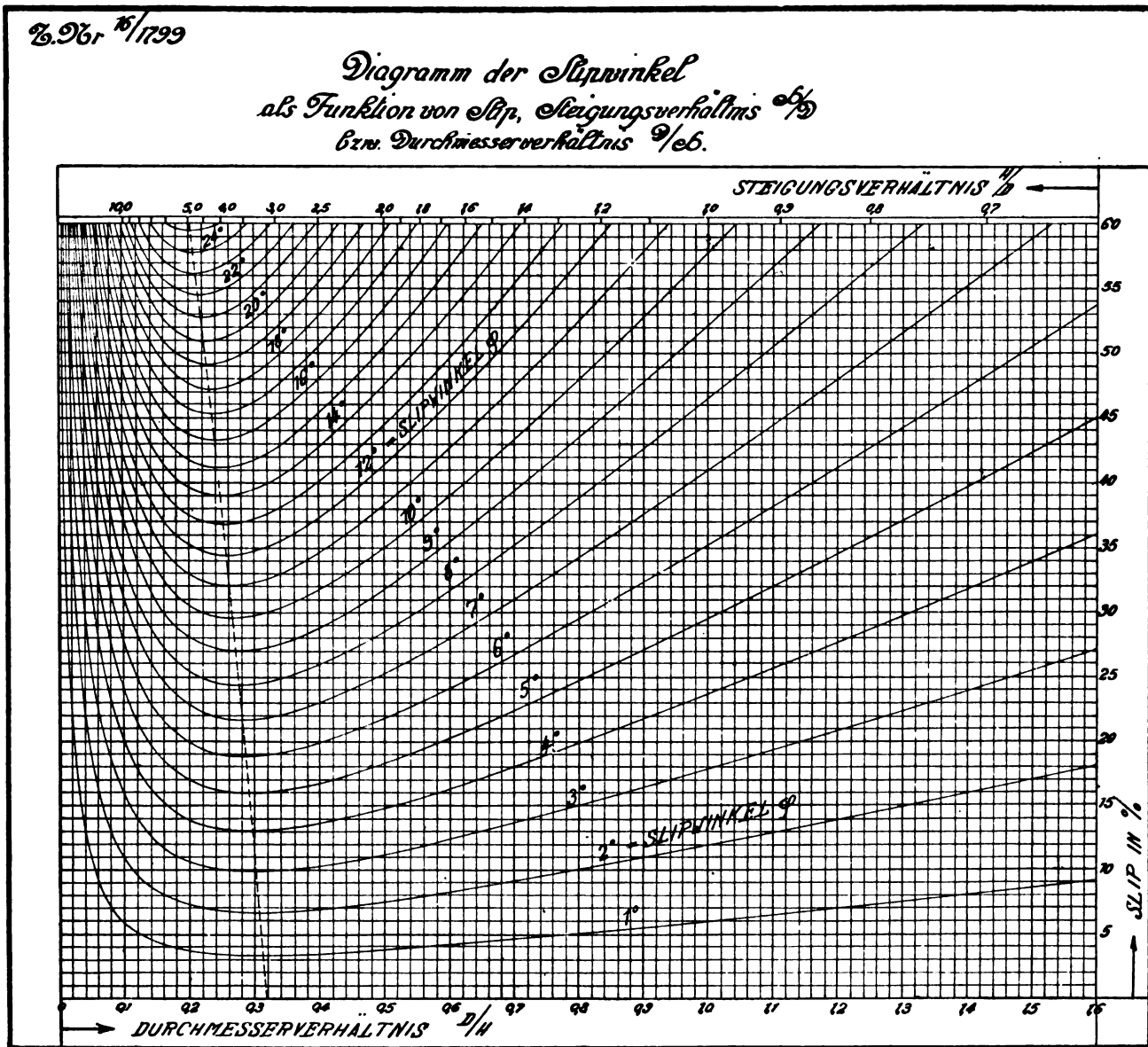


Fig. 31.

Fällt man von C auf OB das Lot CD so ist:

$$\sin \varphi = \frac{CD}{CO} = \frac{BC \cdot \cos \theta}{\sqrt{OA^2 + AC^2}},$$

$$\sin \varphi = \frac{s_n \cdot \frac{\omega H}{2\pi} \cdot \cos \theta}{\sqrt{\omega^2 r^2 + \frac{\omega^2 H^2}{4\pi^2} (1 - s_n)^2}},$$

$$\sin \varphi = \frac{s_n \cdot \frac{\omega H}{2\pi} \cdot \frac{\omega \cdot r}{\sqrt{\omega^2 r^2 + \frac{\omega^2 H^2}{4\pi^2}}}}{\sqrt{\omega^2 r^2 + \frac{\omega^2 H^2}{4\pi^2} (1 - s_n)^2}},$$

$$\text{Steigungsverhältnis } \frac{H}{D} = \frac{H}{2r} = k,$$

$$r = \frac{H}{2k}.$$

Folglich ergibt sich nach Einsetzung dieses Wertes von r in die obige Gleichung für den Slipwinkel φ :

$$\sin \varphi = s_n \cdot \frac{\frac{\pi}{k}}{\sqrt{1 + \frac{\pi^2}{k^2} \left(\frac{\pi^2}{k^2} + (1 - s_n)^2 \right)}}.$$

Hieraus geht hervor, daß der Slipwinkel φ nicht nur eine Funktion vom nominellen Slip s_n , sondern auch gleichzeitig eine solche vom Steigungsverhältnis des Propellers $k = \frac{H}{D}$ ist, wie dies in den Diagrammen Fig. 31 entsprechend der oben abgeleiteten Beziehungsgleichung zur Darstellung gebracht worden ist (Taylor Atlas Fig. 170). Ermittelt man nun in diesen Diagrammen Fig. 31 diejenigen Slipwinkel, bei welchen nach den Fig. 28 u. 29 die sämtlichen Propeller jeder der beiden Gruppen bei den verschiedenen Durchmesserbelastungsgraden $C_a = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_0}$ (bei den jedesmaligen günstigsten Steigungsverhältnissen und den zugeordneten nominellen Slips s_n) gearbeitet haben müssen, so findet man, daß sich für die erste derselben mit 30% A_p/A fast durchweg ein annähernd konstanter und nur wenig mit der Belastung zunehmender Slipwinkel oder Anstellwinkel von $6\frac{1}{2}$ bis $7\frac{1}{2}^\circ$ und für die zweite mit 60% A_p/A ein solcher von etwa $7\frac{1}{2}$ bis $8\frac{1}{2}^\circ$ ergibt.

Ein ähnliches Resultat läßt sich aus den Versuchen mit Modellen von Flugzeug Tragdecks mit verschiedener Rückenkrümmung ableiten, welche in Luft bei einer konstanten Geschwindigkeit ausgeführt worden sind. Auf der linken Seite der Fig. 32 sind als Funktion der Anstellwinkel die sog. Auftriebsziffern

$$\zeta_A = \frac{1}{\gamma/g} \cdot \frac{A}{F \cdot V^2}$$

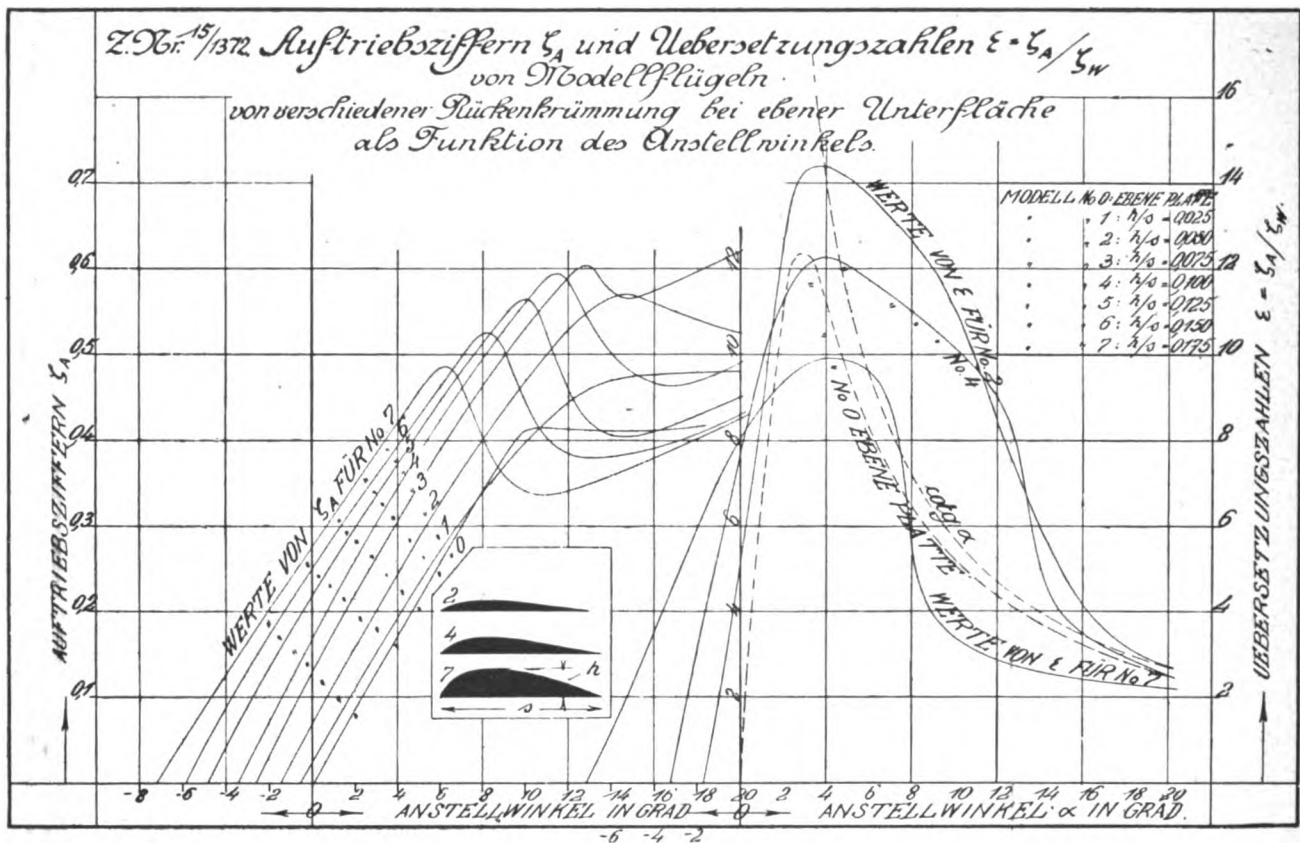


Fig. 32.

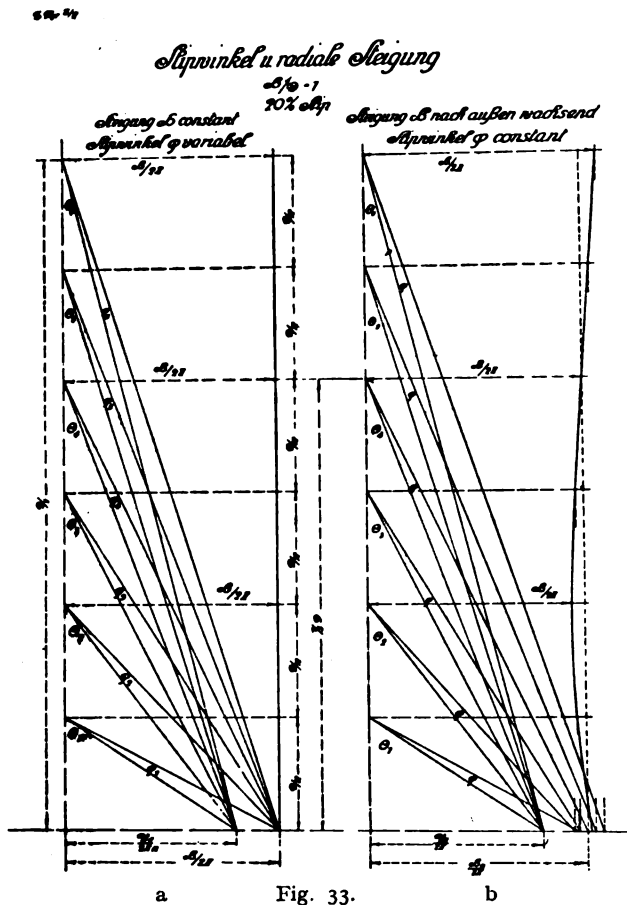


Fig. 33.

auf der rechten Seite die zugehörigen Übersetzungsverhältnisse

$$\varepsilon = \frac{\zeta_A}{\zeta_w}$$

in gleicher Weise aufgetragen.

Hierbei bedeuten:

- A = senkrechter Auftrieb (Hubkraft) in kg,
- g = Erdbeschleunigung,
- γ = spezifisches Gewicht der Luft,
- F = Areal der Tragfläche in qm,
- V = Fahrtgeschwindigkeit in m/sec,

$$\zeta_w = \frac{1}{\gamma/g} \cdot \frac{W}{F \cdot V^2} = \text{Widerstandsziffer},$$

W = horizontaler Frontwiderstand entgegen der Fahrtrichtung in kg.

Wie aus dem Verlauf der Kurven für die Werte der Übersetzungsverhältnisse

$$\varepsilon = \frac{\zeta_A}{\zeta_w} = \frac{A}{W}$$

zu ersehen ist, welche bei Propellern in übertragenem Sinne mit den Wirkungsgraden in Beziehung gebracht werden können, erreichen erstere ihr Maximum ungefähr tatsächlich bei einem gleichen Anstellwinkel von allerdings nur etwa 4°. Wenn dieser nicht ebenso groß wie der für beste Wirkungsgrade ermittelte Slipwinkel der beiden Propellergruppen gewesen ist, so mag dies darauf zurückgeführt werden, daß in beiden Fällen die sog. wirksame Anstellung, die von der Form der Flügelquerschnitte abhängt, eine verschiedene gewesen sein kann. Außerdem wäre hervorzuheben, daß sich die oben bestimmten Slipwinkel für die Propeller Serie A mit radial konstanter Steigung nur auf den Umfang beziehen und nach innen zu entsprechend dem an einem bestimmten Radius r vorliegenden größeren Steigungsverhältnis

$$\frac{H}{D} = \frac{H}{2r}$$

noch weiter vergrößern, wie dies auch aus den Diagrammen Fig. 31 entnommen werden kann und noch in Fig. 33a u. b für ein Umfangaustiegungsverhältnis von $H/D = 1$ besonders zur Darstellung gebracht worden ist. Figur 33b zeigt, daß für konstanten Anstellwinkel die Steigung nach innen zu abnehmen muß.

Versuche in Luft mit Modelltragflächen haben nun, wie aus den Diagrammen Fig. 34 zu erschen ist, bei ein und demselben Modell eine Abhängigkeit des Übersetzungsverhältnisses

$$\epsilon = \frac{\zeta_A}{\zeta_w} = \frac{A}{W}$$

außer von dem Anstellwinkel auch noch von der Fahrtgeschwindigkeit ergeben, in der Weise, daß bei geringeren Geschwindigkeiten das Maximum der Werte von ϵ kleiner ist und erst bei größeren Anstellwinkeln auftritt als bei den höheren Fahrtgeschwindigkeiten.

und zwar in Fig. 37 und 38 als Funktion der Durchmesserbelastungsgrade

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

Fig. 39 und 40 als Funktion der Tourenbelastungsgrade

$$C_n = \frac{\sqrt{S} \cdot n}{V_e^2}$$

Fig. 41 und 42 als Funktion der Tourenmomentgrade

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$$

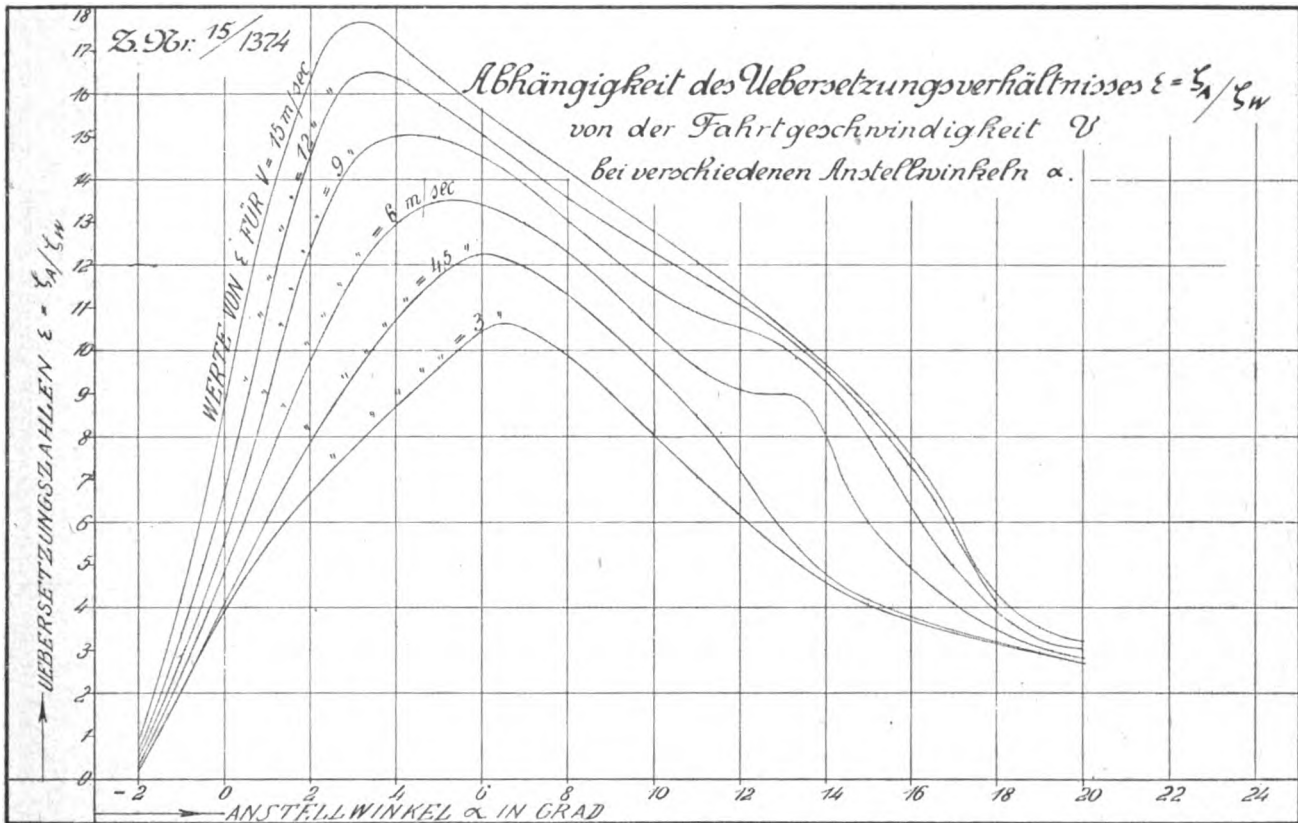


Fig. 34.

Würde dies auch bei einem Wasserpropeller der Fall sein, so dürfte das sog. Ähnlichkeitsgesetz, nach welchem für gleichen Slip durchweg gleicher Wirkungsgrad bei allen Geschwindigkeiten und Tourenzahlen angenommen wird, allerdings nur in gewissen Grenzen Anspruch auf genügende Genauigkeit machen können. Wie jedoch aus den Diagrammen Fig. 35 der Ergebnisse eines in Fig. 36 dargestellten (nicht zur Serie A gehörigen) Modellpropellers Nr. 17 entnommen werden kann, der für einen größeren Bereich von Slips bei verschiedenen Tourenzahlen geprüft worden ist, trifft hierfür das Ähnlichkeitsgesetz jedenfalls noch zu, da bei gleichen Slips sowohl die Schübe S_m als auch die Momente M_m ziemlich genau mit dem Quadrat der Tourenzahlen zunehmen, die Propellerwirkungsgrade daher praktisch gleich groß bleiben. Ob schließlich die Ergebnisse der Modellpropellerversuche in noch weiteren Grenzen bis auf die Verhältnisse ausgeführter Schiffsschrauben ebenfalls nach dem Ähnlichkeitsgesetz übertragbar sind, dürfte sich nur durch zahlreiche Auswertungen zuverlässiger Probefahrtsresultate auf Grund der Versuchsdiagramme von Serienpropellern nachweisen lassen.

Zum Schluß sind in folgendem noch logarithmische Darstellungen der erörterten Ergebnisse der beiden Propellergruppen mit 30% und 60% A_p/A für die Verhältnisse bei maximal erreichbaren Wirkungsgraden η_{pmax} vorgenommen

und Fig. 43 und 44 als Funktion der Durchmessermomentengrade

$$C_{dm} = \frac{I}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}}$$

Bekanntlich liefert diese logarithmische Auftragungsweise ein einfaches Mittel, um in den Tangenten der Steigungswinkel der betreffenden Kurven bei dem vorliegenden Belastungsgrade die Potenzen graphisch festzustellen, mit denen die Versuchsergebnisse an einer bestimmten Stelle für einen gewissen (beschränkten) Bereich als Funktion der Belastungsgrade variieren. In dieser Weise waren bereits früher folgende Beziehungsgleichungen abgeleitet, um für einen bestimmten Durchmesserbelastungsgrad C_d , d. h. bei gegebenem (beschränktem) Durchmesser bei bekannten Schlepp-Pferdestärken EPS leicht die zweckmäßigste Tourenzahl n , den zugehörigen Slip s_s und aus beiden die Steigung ermitteln zu können.

$$1. \quad n_s = C \sqrt{\frac{EPS}{D^4 \cdot V_s}}$$

$$2. \quad s_s = C \cdot \sqrt[3]{\frac{EPS}{D^2 \cdot V_s^3}}$$

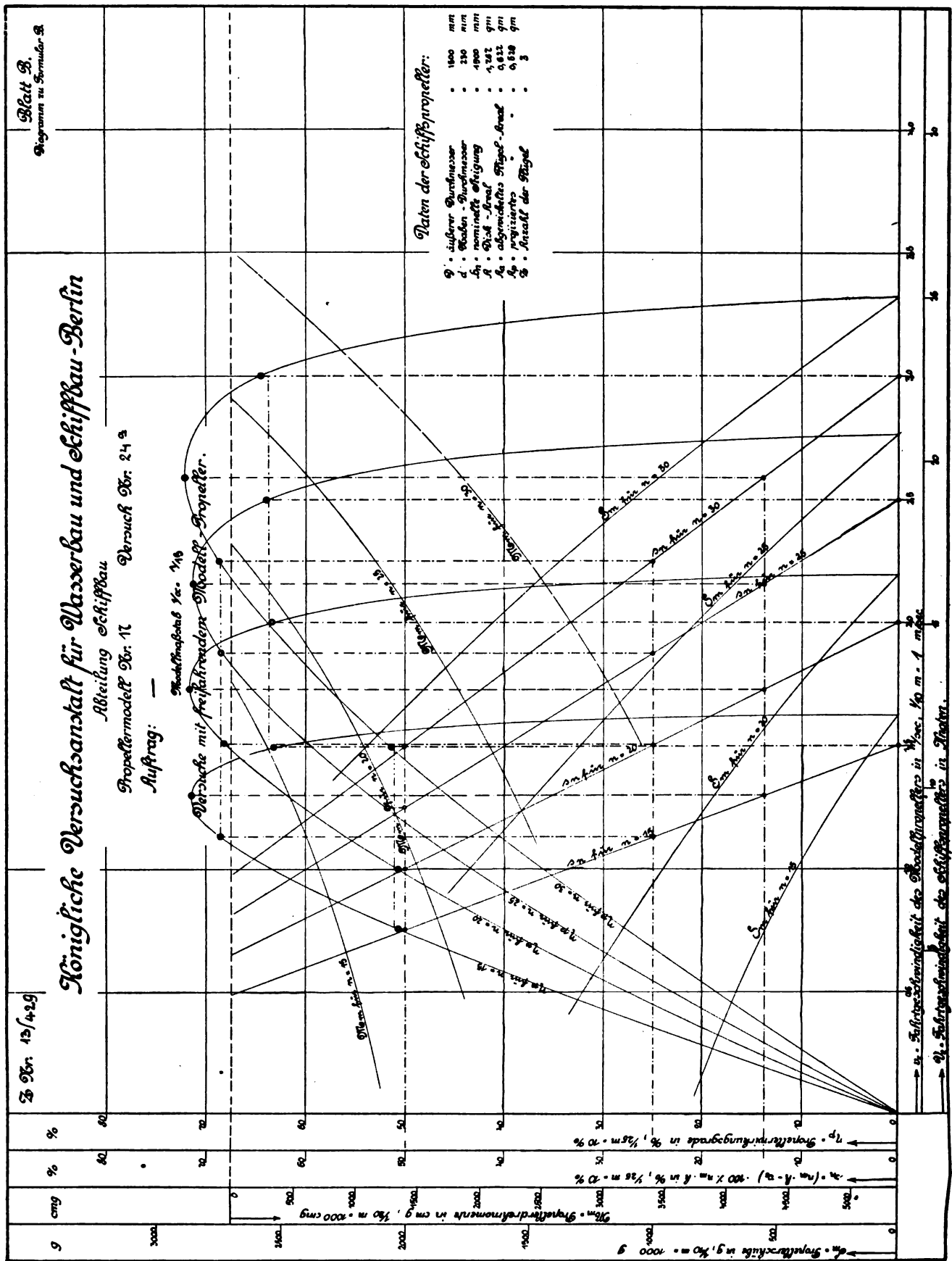


Fig. 35.

$$3. \eta_{p \max} = C \cdot \sqrt[4]{\frac{D^2 \cdot V_s^3}{EPS}}$$

oder

$$\eta_{p \max} = C \cdot \sqrt{\frac{V_s}{n_s \cdot D}}$$

Die Gültigkeit dieser Formeln erstreckte sich bis auf die ad 2 für den Slip s_s ausnahmsweise auf einen größeren Bereich von Belastungsgraden C_d , da die Potenzen, mit denen die C_s - und $\eta_{p \max}$ -Werte als Funktion von C_d zu- bzw. abnehmen, annähernd konstant bleiben, wie aus der logarithmischen Auftragung dieser Werte Fig. 37 und 38 ersichen werden kann.

Liegt dagegen die Aufgabe vor, bei bekannten Schlepp-Pferdestärken EPS für gegebene Touren die zweckmäßigsten Durchmesser zu ermitteln, handelt es sich also darum, eine Auswertung der Verhältnisse für gegebenen Tourenbelastungsgrad $C_n = \sqrt{s} \cdot \frac{n}{V_e^2}$ vorzunehmen, so sind zwar die Potenzen, mit denen sich die betreffenden logarithmisch aufgetragenen Werte nach Fig. 39 und 40 als Funktion von C_n ändern,

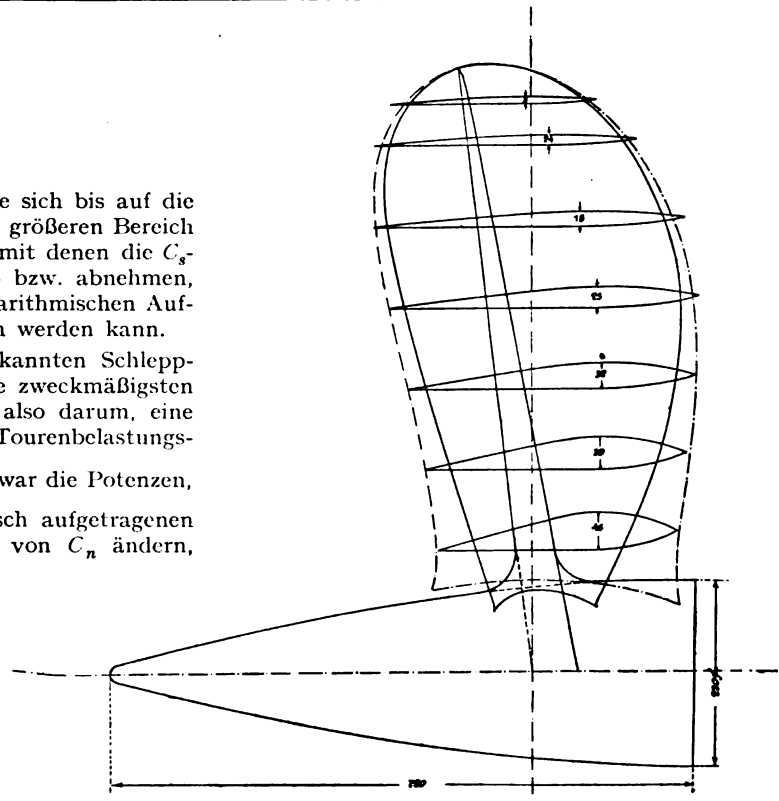
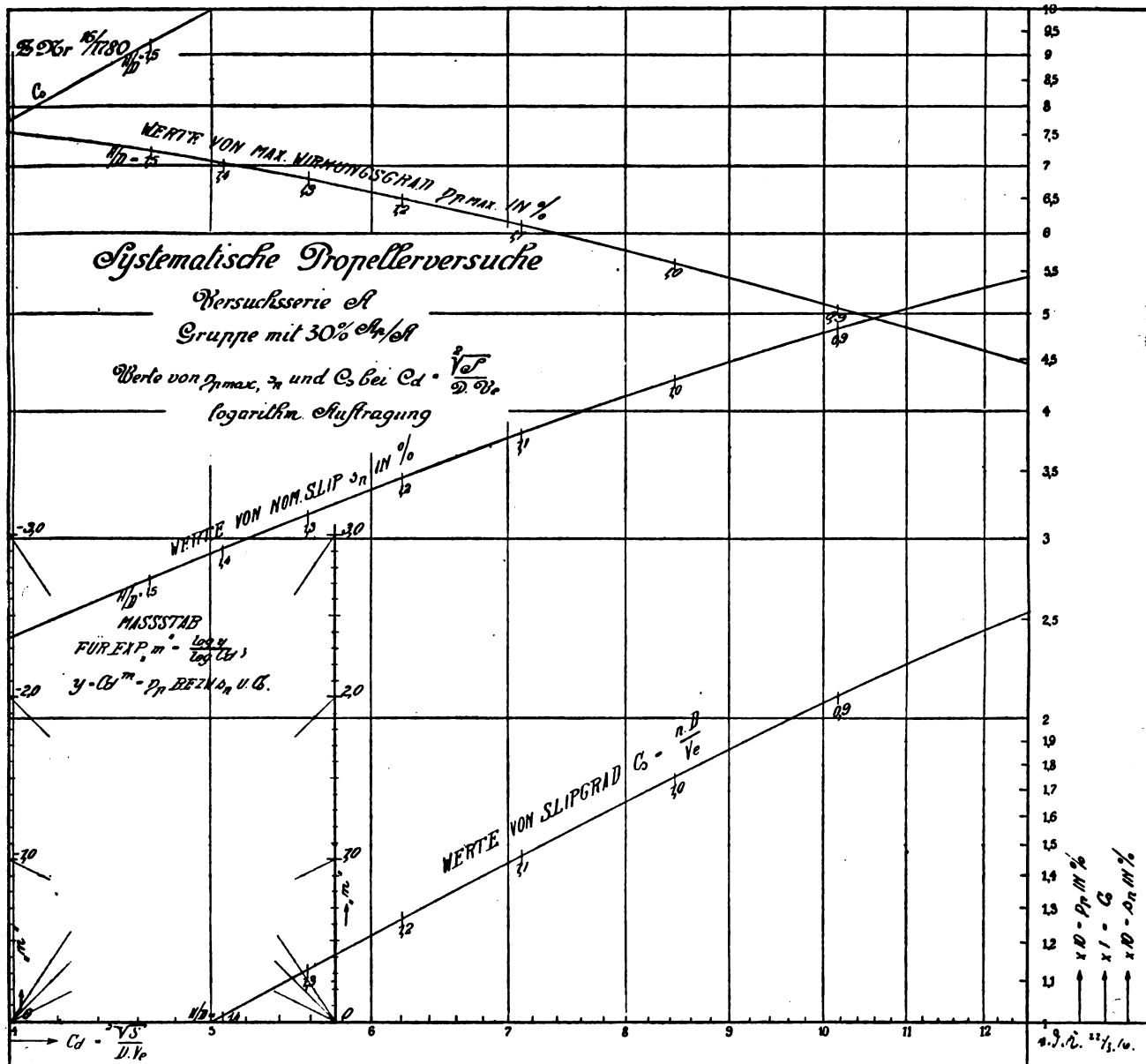


Fig. 36 und 37.



weniger konstant, lassen jedoch für einen beschränkten Bereich, z. B. gültig für Steigungsverhältnisse von etwa $H/D = 1,0$ die Aufstellung folgender Beziehungsgleichungen zu

$$C_s = [C_n^{1/2}],$$

$$\frac{n \cdot D}{V_e} = C \sqrt{\frac{S \cdot n}{V_e^2}},$$

$$\frac{n^4 D^4}{V_e^4} = C \frac{S \cdot n^2}{V_e^4}.$$

oder nach Einführung der Größen wie ad 1 und außerdem des scheinbaren Slips s_s :

$$2. \quad s_s = C \sqrt{\frac{EPS \cdot n_s^2}{V_e^5}},$$

$$\eta_D = [C_n^{-1/4}] = \left[\frac{1}{C_n^{1/4}} \right],$$

$$\eta_D^4 = C \cdot \frac{1}{C_n} = C \frac{V_e^2}{S \cdot n},$$

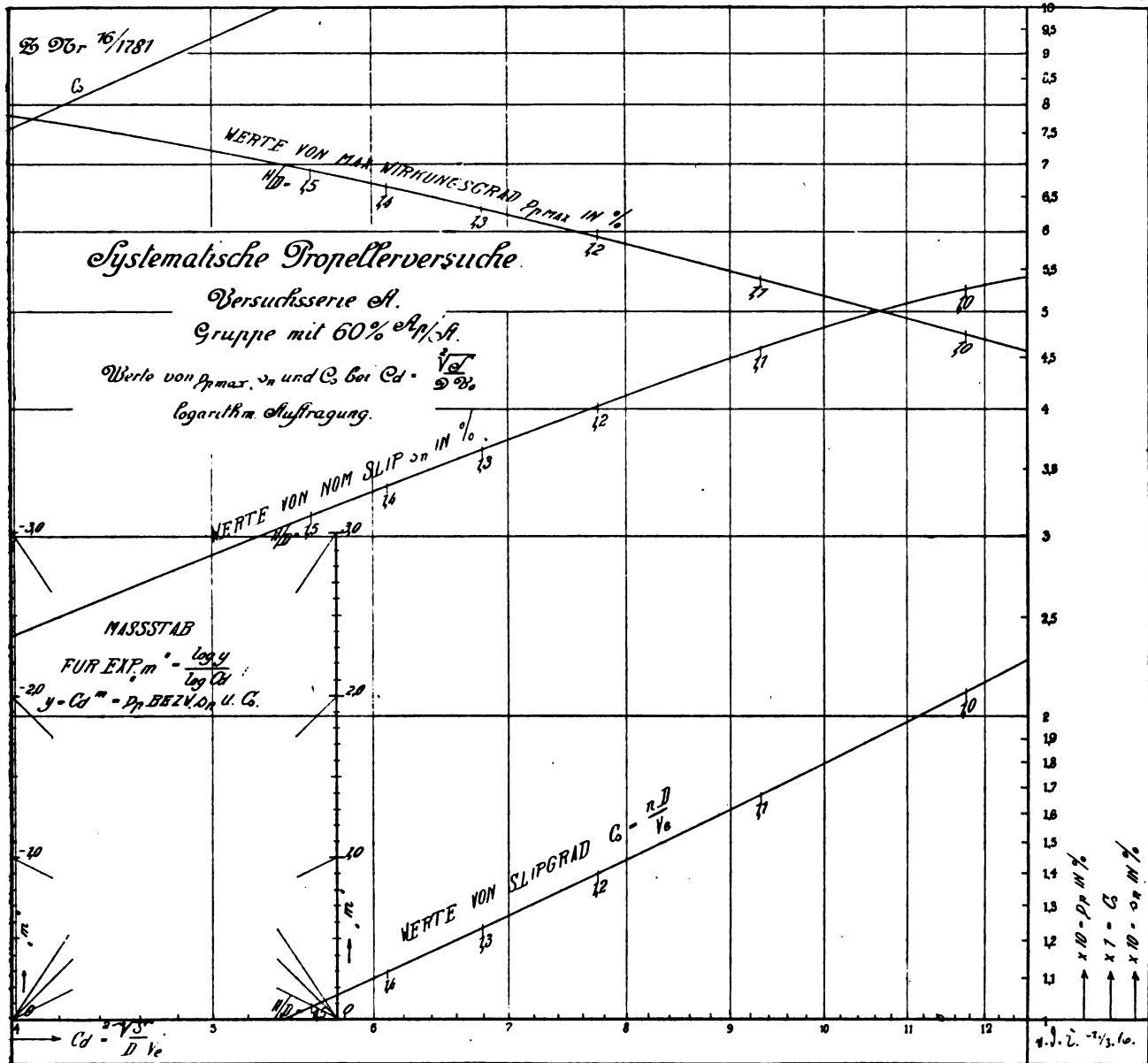


Fig. 38.

$$D = C \sqrt[4]{\frac{S}{n^2}} = C \cdot \sqrt[4]{\frac{S \cdot V_e}{V_e \cdot n^2}}$$

oder nach Einführung von effektiven Schlepp-Pferdestärken EPS, Geschwindigkeit V_e in km und Tourenzahl n_s pro Minute

$$1. \quad D = C \cdot \sqrt[4]{\frac{EPS}{V_e \cdot n_s^2}}.$$

Es ist ferner nach Fig. 39 und 40

$$s_n = [C_n^{1/2}],$$

$$s_n = C \sqrt[3]{\frac{S \cdot n}{V_e^2}} = C \sqrt[6]{\frac{S \cdot n^2}{V_e^4}} = C \cdot \sqrt[6]{\frac{(S \cdot V_e) n^2}{V_e^5}},$$

$$\eta_D^8 = C \cdot \frac{V_e^4}{S \cdot n^2} = C \cdot \frac{V_e^5}{(S \cdot V_e) \cdot n^2}.$$

$$3. \quad \eta_{D \max} = C \sqrt[8]{\frac{V_e^5}{EPS \cdot n_s^2}};$$

da ferner

$$[C_n^{1/2}] = C_s$$

und

$$[C_n^{-1/4}] = \eta_D = \left[\frac{1}{C_n^{1/4}} \right],$$

so ist

$$\left[\eta_D^2 = \frac{1}{C_s} \right],$$

$$\eta_p = \left[\frac{I}{C_s} \right] = C \sqrt{\frac{V_e}{nD}}$$

oder

$$\eta_{p \max} = C \cdot \sqrt{\frac{V_e}{n_s \cdot D}}$$

Als dritter Fall käme in Betracht, bei bekannten abgebremsten Wellenferdestärken WPS und gegebenen Touren den zweckmäßigsten Durchmesser usw. rechnerisch zu ermitteln. Hierfür lassen sich aus den Diagrammen Fig. 41 und

$$1. \quad D = C \cdot \sqrt[4]{\frac{WPS}{n_s^2 \cdot V_e}}$$

Es ist ferner: $s_n = [C_{nm}^{-1/4}]$,

$$s_n = C \cdot \sqrt[n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}]$$

$$s_n = C \cdot \sqrt[6]{\frac{(M \cdot n) \cdot n^2}{V_e^5}}$$

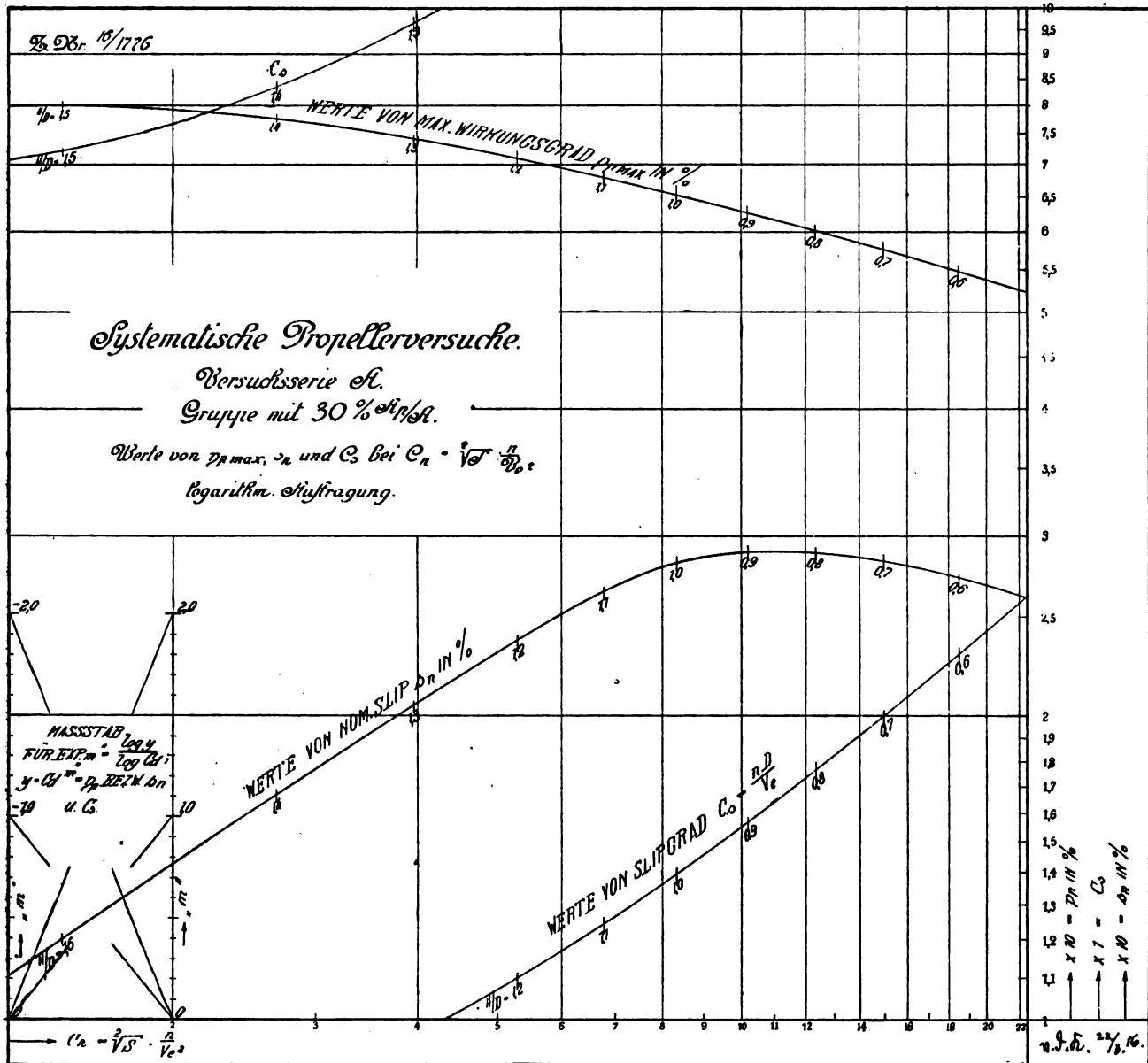


Fig. 39.

42 im Bereich des Steigungsverhältnisses von $H/D = 1$ folgende Beziehungsgleichungen aufstellen:

$$C_s = [C_{nm}^{-1/4}],$$

$$\frac{nD}{V_e} = C \left(n \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} \right)^{1/4},$$

$$\frac{nD}{V_e} = C \sqrt[4]{\frac{M \cdot n^3}{V_e^5}},$$

$$D = C \cdot \sqrt[4]{\frac{(M \cdot n)}{n^2 V_e}}$$

$$2. \quad s_n = C \cdot \sqrt[6]{\frac{WPS \cdot n_s^2}{V_e^5}},$$

$$\eta_p = [C_{nm}^{-1/4}] = \left[\frac{I}{C_{nm}^{-1/4}} \right],$$

$$\eta_p = C \frac{I}{\sqrt[4]{n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}}},$$

$$\eta_p = C \cdot \sqrt[12]{\frac{V_e^5}{(M \cdot n) \cdot n^2}}$$

$$3. \quad \eta_{p \max} = C \cdot \sqrt[12]{\frac{V_s^5}{WPS \cdot n_s^2}},$$

$$\left[\eta_p = [C_{nm}^{-1/4}] = \frac{1}{C_{nm}^{1/4}}, \right.$$

$$C_s = [C_{nm}^{3/4}],$$

$$\eta_p^3 = C \cdot \frac{1}{C_{nm}^{3/4}} = C \cdot \frac{1}{C_s},$$

$$\eta_p = C \cdot \sqrt[3]{\frac{V_s}{nD}},$$

$$\eta_{p \max} = C \cdot \sqrt[3]{\frac{V_s}{n_s D}}.$$

Liegt schließlich der Fall vor, bei bekannten abgebremsen Wellenpferdestärken WPS und gegebenem (beschränktem) Durchmesser die zweckmäßigsten Touren usw. rechnerisch zu ermitteln, so lassen sich aus den Diagrammen Fig. 43 und 44 für den Bereich des Steigungsverhältnisses von $H/D = 1$ folgende Formeln aufstellen:

$$C_s = [C_{dm}^3].$$

$$\frac{nD}{V_e} = C \cdot \left(\frac{1}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} \right)^3,$$

$$\frac{nD}{V_e} = C \cdot \frac{1}{D^3} \cdot \frac{(M \cdot n)}{n \cdot V_e^2},$$

$$n = C \cdot \sqrt{\frac{(M \cdot n)}{V \cdot D^4}}.$$

$$1. \quad n_s = C \cdot \sqrt{\frac{WPS}{V_s \cdot D^4}},$$

$$s_n = [C_{dm}^2],$$

$$s_n = C \cdot \left(\frac{1}{D} \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} \right)^2 = C \cdot \left(\frac{(M \cdot n)}{D^3 \cdot V_e^2 \cdot n} \right)^{2/3}.$$

$$2. \quad s_s = C \cdot \left(\frac{WPS}{D^3 \cdot V_s^2 \cdot n_s} \right)^{1/3},$$

$$\eta_p = [C_{dm}^{-1}] = C \cdot \frac{1}{C_{dm}},$$

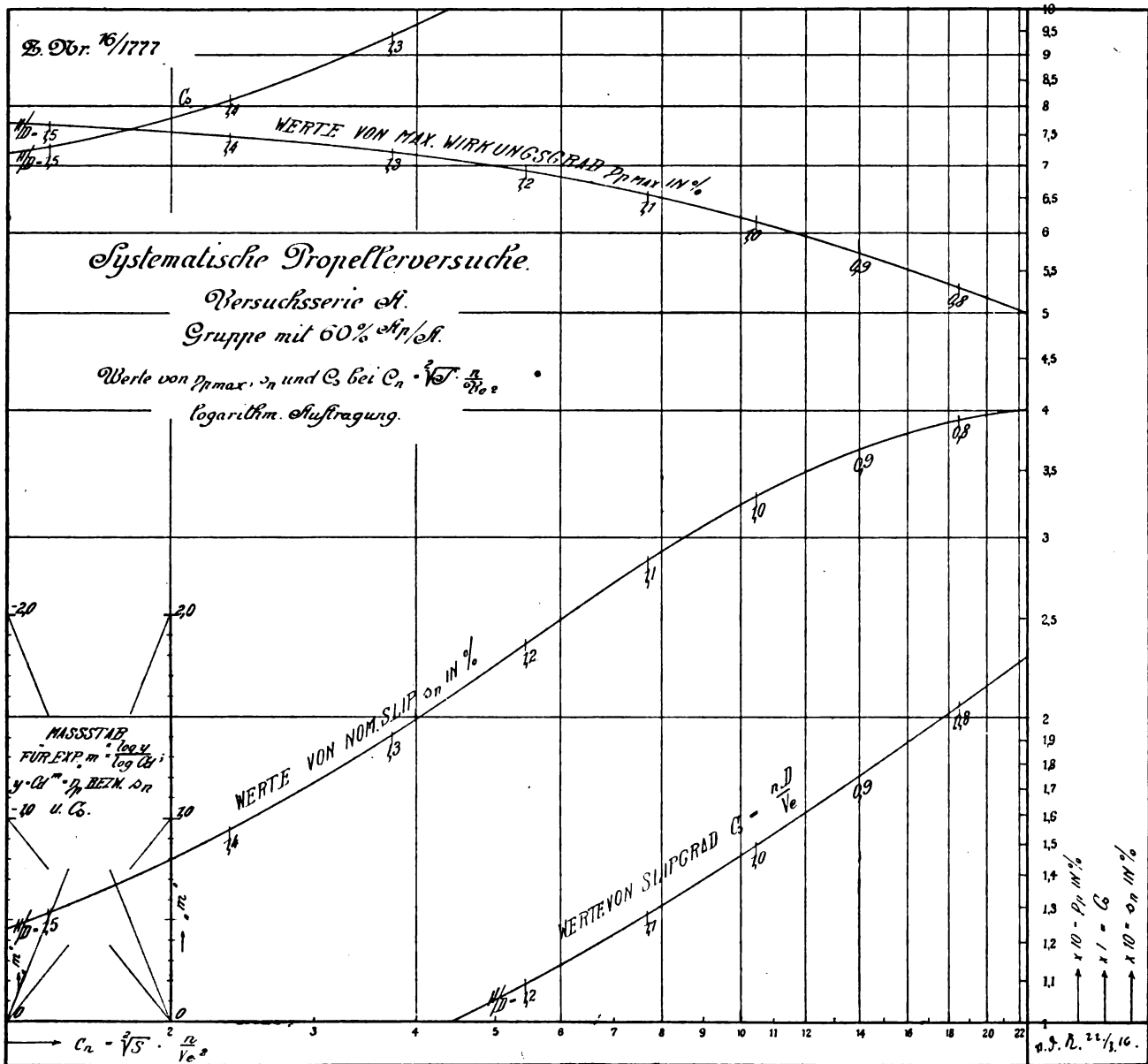


Fig. 40.

$$\eta_p = C \cdot \frac{I}{D \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}}}$$

$$\eta_p^3 = C \cdot \frac{D^3 \cdot V_e^2 \cdot n}{(M \cdot n)}$$

$$\eta_p = C \cdot \sqrt[3]{\frac{D^3 \cdot V_e^2 \cdot n}{(M \cdot n)}}$$

3. $\eta_{pmax} = C \sqrt[3]{\frac{D^3 \cdot V_e^2 \cdot n_s}{WPS}}$

$$\eta_p = [C_{dm}^{-1}] = \left[\frac{I}{C_{dm}} \right]$$

$$C_s = [C_{dm}^3]$$

$$\eta_p^3 = C \cdot \frac{I}{C_{dm}^3} = C \cdot \frac{I}{C_s} = C \cdot \frac{V_e}{nD}$$

$$\eta_{pmax} = C \cdot \sqrt[3]{\frac{V_s}{n_s \cdot D}}$$

Als Hauptresultat aller dieser auf Grund der Versuchsergebnisse für bestmöglichen erreichbaren Propellerwirkungsgrad abgeleiteten Beziehungsgleichungen, deren Gültigkeit nur für einen beschränkten Bereich nochmals ausdrücklich betont werden mag, ergibt sich die Abhängigkeit des

Wirkungsgrades von dem Ausdruck $\frac{V_s}{n_s D}$, d. h. dem Verhältnis der Schiffsgeschwindigkeit in Knoten zu dem Produkt der Tourenzahl pro Minute mal dem Schraubendurchmesser in m oder dem der Schiffsgeschwindigkeit zur Propellerumfangsgeschwindigkeit, in dem Sinne, daß man auf jeden Fall einen entsprechend schlechteren Wirkungsgrad in Kauf nehmen muß, wenn nach Lage der Konstruktionsbedingungen bei einer verlangten Fahrtgeschwindigkeit hohe Umfangsgeschwindigkeit einzuhalten sind. Mithin

ist der Wert von $\frac{V_s}{n_s D}$ als das Hauptkriterium für den auch selbst mit zweckmäßigst gewähltem Propeller erreichbaren Wirkungsgrad zu betrachten.

(Weiteres über diese Versuche siehe Werk des Verfassers »Systematische Propellerversuche«, Verlag Strauß, Berlin.)

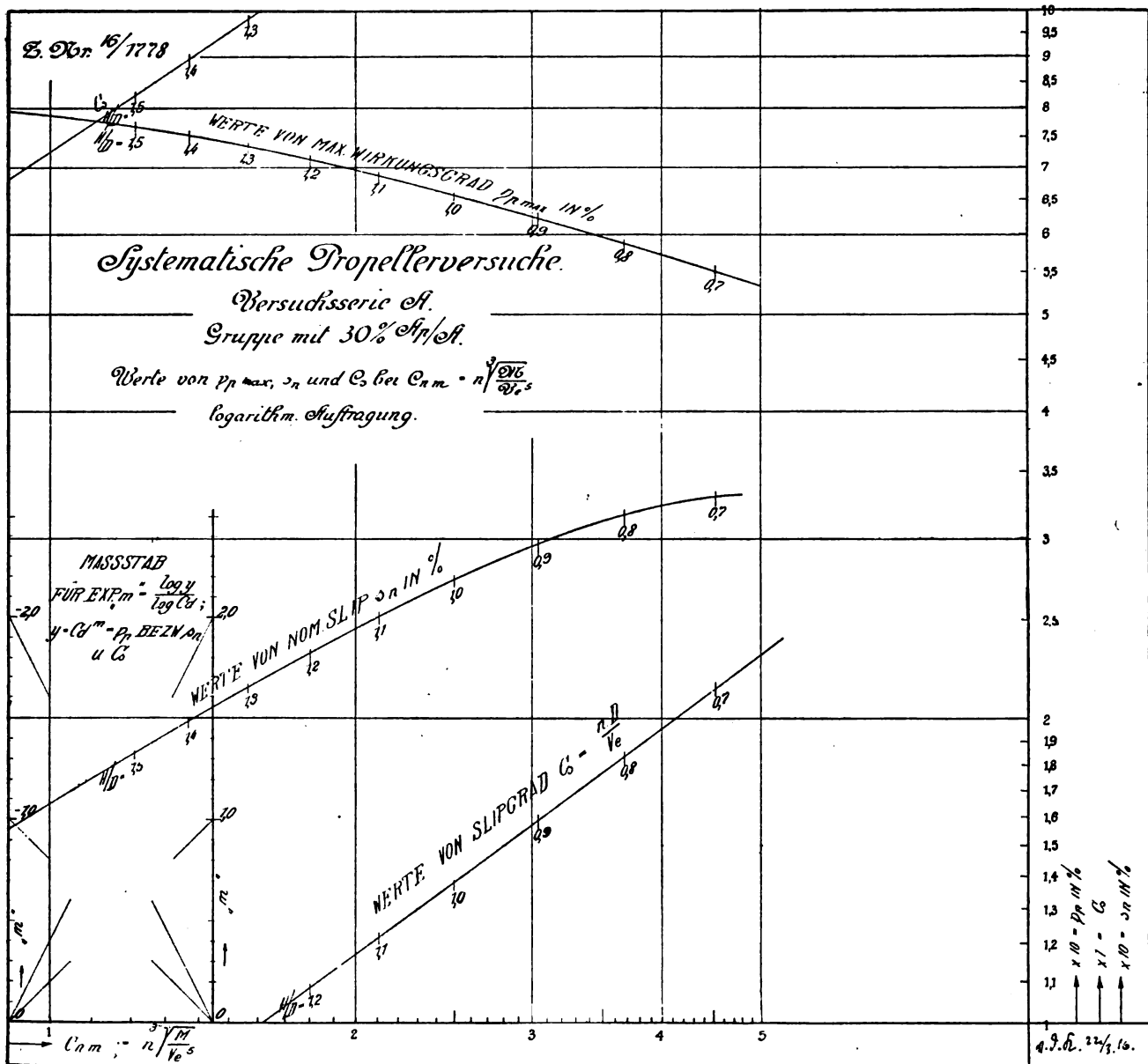


Fig. 41.

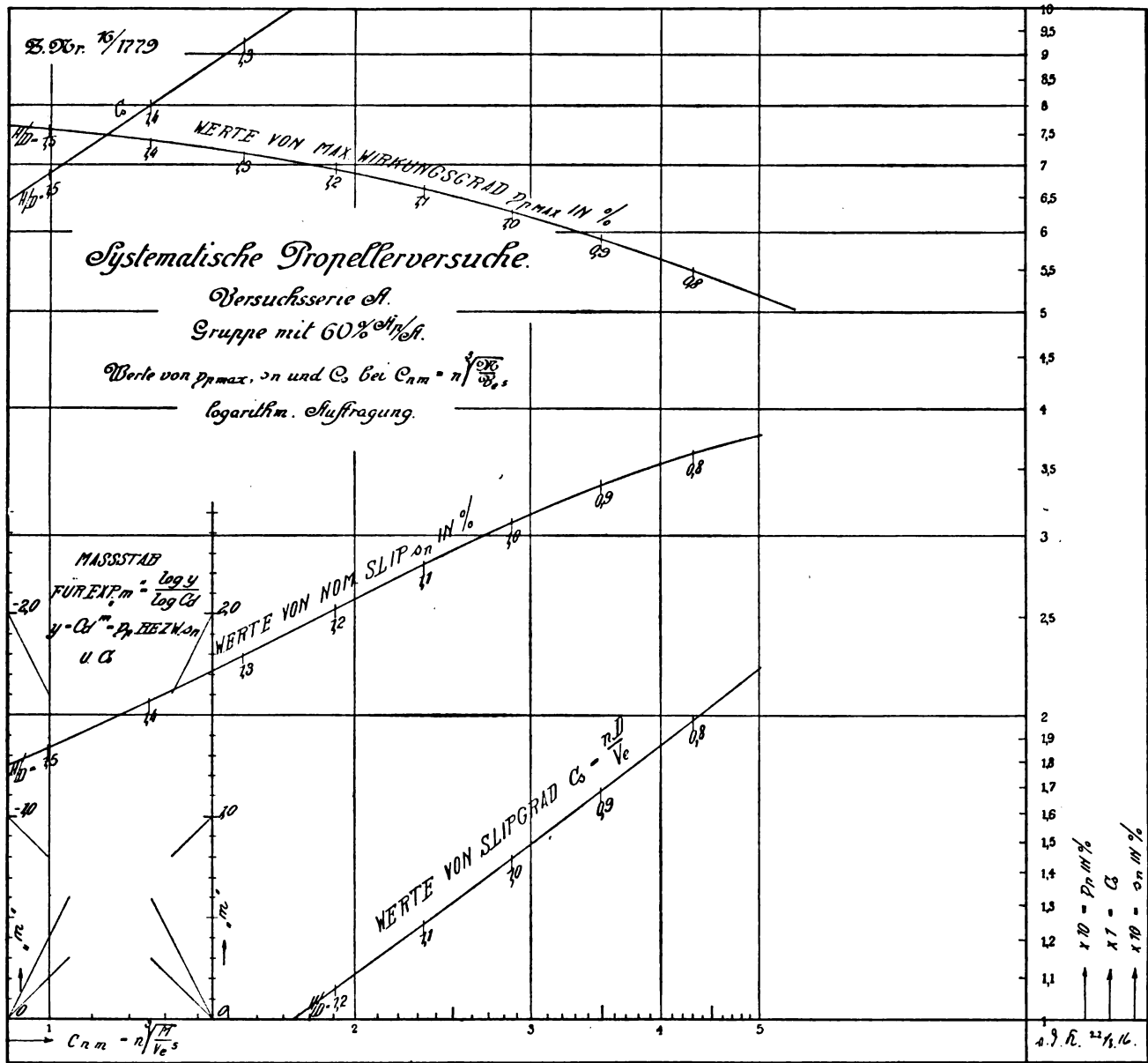


Fig. 42.

Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

II. Der Aufstieg von Flugzeugen.

Von E. Everling-Adlershof.

1. Einleitung.

Die Frage der Steiggeschwindigkeit und Maximalhöhe von Flugzeugen bei verschiedenen Belastungen, Motorleistungen und Luftdichten¹⁾ ist bei dem heutigen Entwicklungszustand der Flugtechnik von besonderer Bedeutung. Daher erscheint es angebracht, eine Arbeit des französischen Kapitans Alayrac²⁾, die kurz vor dem Kriege erschien und das Problem der Steigfähigkeit für einen Sonderfall seiner Lösung näher brachte, auch den deutschen Lesern zugänglich zu machen. Statt einer Übersetzung geben wir den Gedankengang jener Untersuchungen wieder. Dabei ließen sich zahlreiche Fehler vermeiden, die Formeln durch einige Kunst-

¹⁾ Vgl. auch A. Pröll, Faustformeln für Flugzeugbewertung, diese Zeitschrift VII, 1916, Heft 11/12, S. 65.

²⁾ Alayrac, Étude du vol ascendant, La Technique Aéronautique X, Nr. 110, vom 15. Juli 1914, S. 41.

griffe vereinfachen und aus den von Alayrac abgeleiteten Gleichungen durch wirkliche Ausrechnung Folgerungen ziehen, die eine praktische Anwendung seiner Theorie gestatten.

2. Die Bedingung für den Aufstieg.

Bei der mathematischen Behandlung der Bewegung eines Luftfahrzeuges, etwa der Ableitung einer Formel für die Barographenkurve oder die Flugbahn, besteht die Schwierigkeit, daß die Mechanik uns ein System von zwei Bewegungsgleichungen liefert, aus denen die Flugweite x und die Höhe z in Abhängigkeit von der Zeit t ermittelt werden könnten, wenn nicht der »Anstellwinkel« β der Luftschraubenachse des Flugzeuges gegen die Flugbahn (im Gegensatz zum »Einstellwinkel« der Flügel gegen die Rumpfachse) innerhalb gewisser Grenzen veränderlich wäre. Dieser Anstellwinkel hängt nämlich vom Ausschlag des Höhenruders, also von der Willkür des Führers ab, und es kommt nun darauf an, eine dritte Beziehung zwischen den vier Größen x , z , β und t zu wählen, die dem Verlauf des betrachteten Fluges entspricht und außerdem gestattet, die beiden Bewegungsgleichungen zu integrieren.

So beginnt denn auch Alayrac seine Erörterungen mit einer »condition imposée«. Er nimmt nämlich an, daß bei einem Aufstiege der Staudruck unveränderlich sei, d. h.

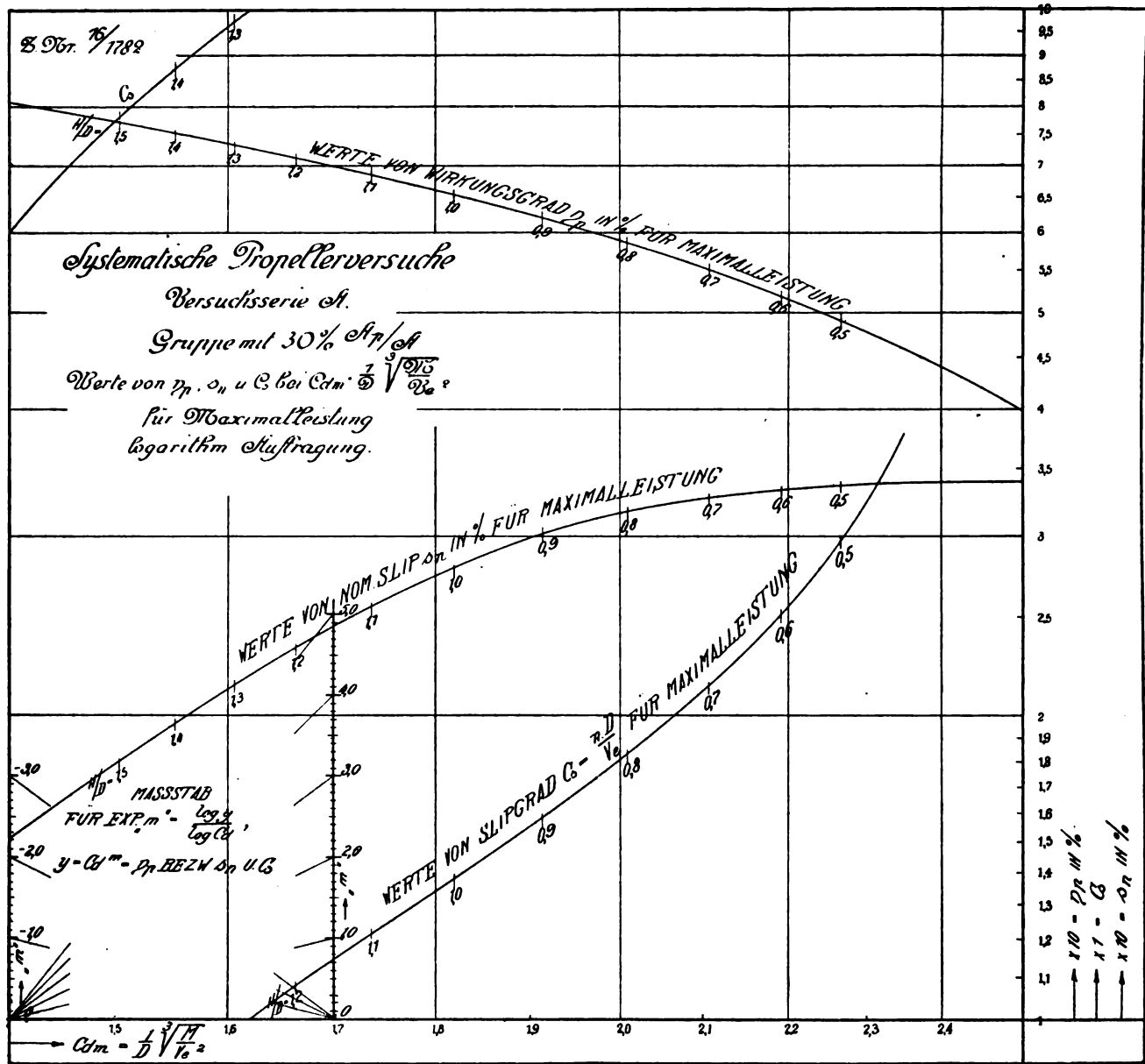


Fig. 43.

daß die Anzeige des Geschwindigkeitsmanometers konstant bleibt. Wir haben also, da der Staudruck durch $\gamma \cdot v^2/2g$ gegeben ist, zu setzen:

$$v^2 \cdot \gamma = v_0^2 \cdot \gamma_0 = \text{konstant} \quad \dots \quad (1)$$

Dabei bedeutet v die Geschwindigkeit des Flugzeuges in seiner Bahn (m/s), γ die Gewichtsichte der Luft (kg-Gewicht/m³), g die Erdbeschleunigung, also γ/g die Massendichte der Luft; v_0 und γ_0 , ebenso andere Buchstaben mit dem Zeiger Null, stellen zusammengehörige Größen zur Zeit t_0 und am Orte mit den Koordinaten x_0, z_0 dar.

Diese Annahme konstanten Staudruckes ist, wie sich zeigen läßt, nahezu gleichbedeutend mit dem Ansatz ungeänderten Anstellwinkels; sie entspricht also ungefähr dem günstigsten Steigen.

3. Änderung der Luftdichte mit der Höhe.

Zu der Gleichung (1) sei noch bemerkt, daß für den Staudruck, ebenso wie für den Mechanismus des Fluges überhaupt, nicht der Luftdruck (mit dem z. B. Alayrac rechnet) maßgebend ist, sondern die Luftdichte, die dem Luftdruck und der absoluten Temperatur (oder dem Werte $1 + 0,00367 \cdot \vartheta$, wo ϑ die Temperatur in Celsiusgraden) proportional ist. Die

Änderung des Luftdruckes mit der Höhe wird durch ein bekanntes logarithmisches Gesetz, die barometrische Höhenformel, wiedergegeben. Für die Luftdichte haben wir mit Berücksichtigung der mittleren Temperatur in verschiedenen Höhen, die von Coym¹⁾ bis 4000 m von 500 zu 500 m und darüber hinaus mit hinreichendem Anschluß von Wagner²⁾ in Stufen von 1000 m gegeben wird, eine analoge Beziehung zur Höhe aufstellen können, nämlich:

$$\gamma = \gamma_0 \cdot 10^{\lambda(z_0 - z)} \quad \dots \quad (2)$$

oder:

$$z = z_0 + \frac{1}{\lambda} \cdot \log \left(\frac{\gamma_0}{\gamma} \right) \quad \dots \quad (2a)$$

Der Beiwert λ ist auf Grund der folgenden Tabelle 1 zu bestimmen, welche die mittleren Temperaturen bis 6000 m Höhe nach den angeführten Quellen, die mit Hilfe dieser Werte berechneten Luftdrücke und die zugehörigen Luftdichten enthält, letztere beiden, da es hier nur auf die Verhältnisse ankommt, in Bruchteilen der Werte am Boden.

¹⁾ A. Coym, Arb. d. Aeron. Observ. Lindenberg VIII, 1912, S. XXVI.

²⁾ A. Wagner, Beitr. z. Phys. d. fr. Atmosphäre 3, 1910, S. 56; Meteorol. Zeitschr. 27, 1910, S. 97.

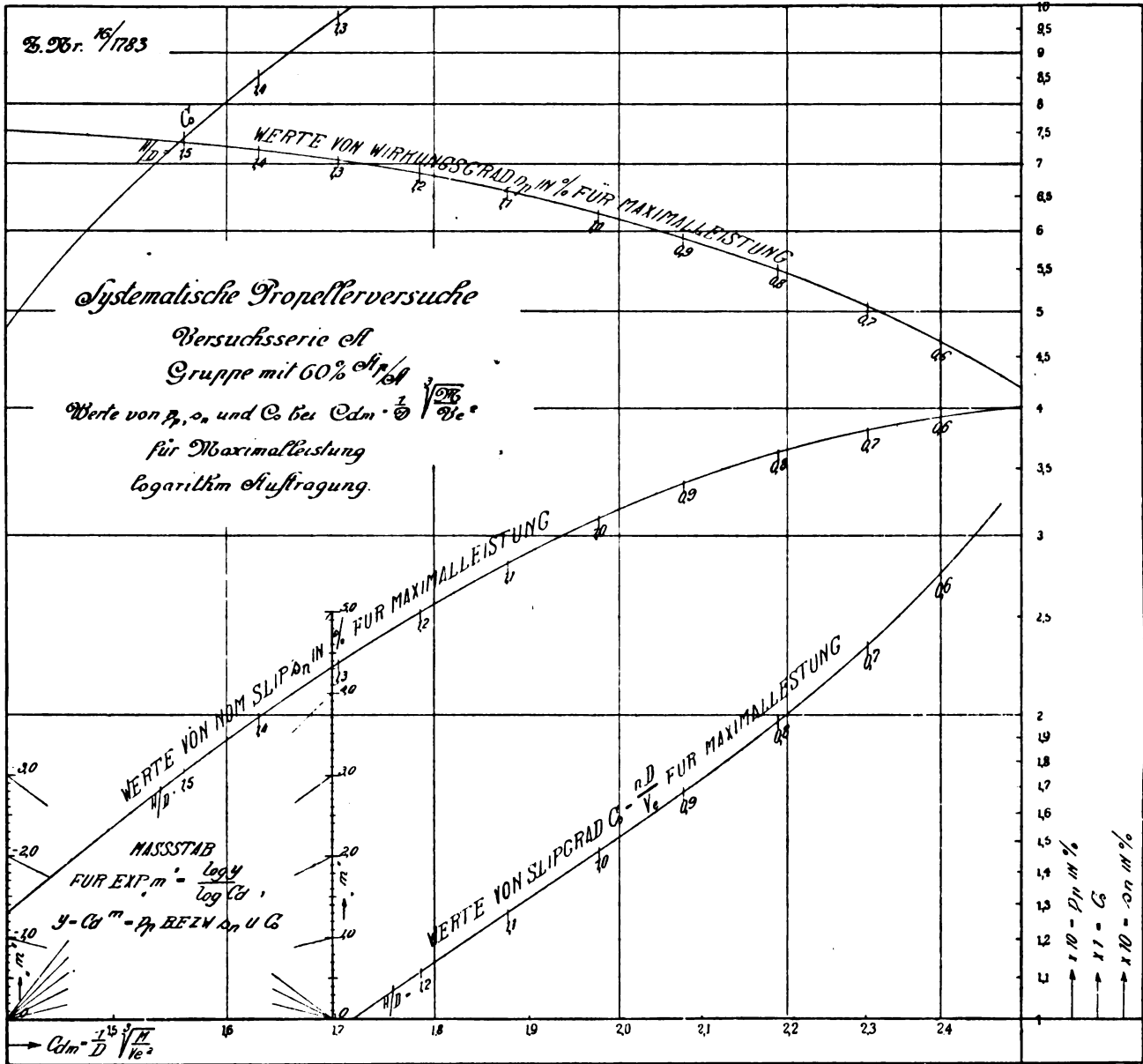


Fig. 44.

Tabelle 1.

Meereshöhe m	Temperatur ϑ , °C	Luftdruck relativ	Luftdichte relativ, γ/γ_0	Beiwert λ , nach Gl. (2 a)	Beiwert für den Luftdruck
0	+ 8,7	1,000	1,000	—	—
1000	+ 3,9	0,885	0,900	0,0000458	0,0000531
2000	— 1,0	0,782	0,810	0,0000458	0,0000534
3000	— 5,9	0,689	0,727	0,0000462	0,0000539
4000	— 11,6	0,605	0,653	0,0000463	0,0000546
5000	— 16,9	0,530	0,584	0,0000467	0,0000551
6000	— 23,7	0,463	0,523	0,0000469	0,0000557
Mittelwerte:				0,0000463	0,0000543

Die vorletzte Spalte gibt die Werte von λ , die nach Gleichung (1) berechnet sind. Statt des Mittelwertes 0,0000463 genügt für unsere Zwecke wegen der Abweichungen der wirklichen Temperaturverteilung vom Jahresmittel, wegen der Luftfeuchtigkeit und anderer unvermeidlicher Störungen der Näherungswert:

$$\lambda = 0,000046 \text{ m}^{-1} \dots \dots \dots (3)$$

Für den Luftdruck wäre statt λ in Gleichung (2) der Wert 0,000054 oder 1/18400 einzusetzen, wie die letzte Spalte der Tabelle 1 ergibt.

Für die Zunahme der Bahngeschwindigkeit mit der Höhe folgt demnach aus den Gleichungen (1) und (2), wenn man den Wert (3) einführt:

$$v^2 = v_0^2 \cdot 10^\lambda (z - z_0) = v_0^2 \cdot 10^{0,000046} (z - z_0) \dots (4)$$

Späterhin wird die Beschleunigung, also der Differentialquotient der Geschwindigkeit nach der Zeit, gebraucht. Man erhält durch Logarithmieren und Differenzieren:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{\lambda}{2} \cdot \ln 10 \cdot v \cdot \frac{dz}{dt} = 0,000053 \cdot v^2 \cdot \sin \varphi \dots (5)$$

Dabei ist φ der Winkel der Flugbahn gegen die Horizontale, dessen Sinus durch das Verhältnis der Steiggeschwindigkeit dz/dt zur Bahngeschwindigkeit v gegeben ist, und der natürliche Logarithmus von 10 hat den Wert 2,30259.

4. Die Bewegungsgleichungen des Flugzeuges.

Die Bedingung konstanten Staudruckes (1), aus der sich die Gleichungen (4) und (5) herleiten ließen, gestattet nun die Integration der Bewegungsgleichungen, die man in allgemeiner Form, aber in einfacher Gestalt erhält, wenn man die Kräfte, die auf das Flugzeug wirken, in ihre Komponenten tangential und normal zur Flugbahn zerlegt. Aus der bild-

lichen Darstellung (Fig. 1) sieht man, daß in der Richtung des Fluges der größte Teil der Schraubenzugkraft Z (kg), ihr entgegen der gesamte Widerstand W (kg), die kleinere Komponente des Flugzuggewichtes G (kg) und die der Bahnbeschleunigung entsprechende Trägheitskraft wirkt. Senkrecht zur Flugrichtung zieht der gesamte Auftrieb A (kg), ihm entgegen die größere Komponente von G ; ein geringer Teil von Z sowie die Fliehkraft wirken in der einen oder anderen Richtung. Es folgen also für die Longitudinalbeschleunigung $\frac{dv}{dt}$ und die Transversalbeschleunigung $\frac{v^2}{r} = \frac{v \cdot d\varphi}{dt}$ die Bewegungsgleichungen:

$$\left. \begin{aligned} \frac{G}{g} \cdot \frac{dv}{dt} &= Z \cdot \cos \beta - W - G \cdot \sin \varphi \\ \frac{G}{g} \cdot \frac{v d\varphi}{dt} &= Z \cdot \sin \beta + A - G \cdot \cos \varphi \end{aligned} \right\} \dots (6)$$

Dabei ergeben sich die Vorzeichen des Gliedes $Z \cdot \sin \beta$ und der Fliehkraft aus der Festsetzung, daß der Steigwinkel φ und der Anstellwinkel β nach oben hin positiv gerechnet werden sollen, und daraus, daß der Differentialquotient $d\varphi/dt$ negativ ist, wenn die Flugbahnkurve ihre konvexe Seite nach oben kehrt, wenn also die Fliehkraft gleichsinnig mit dem Auftrieb wirkt.

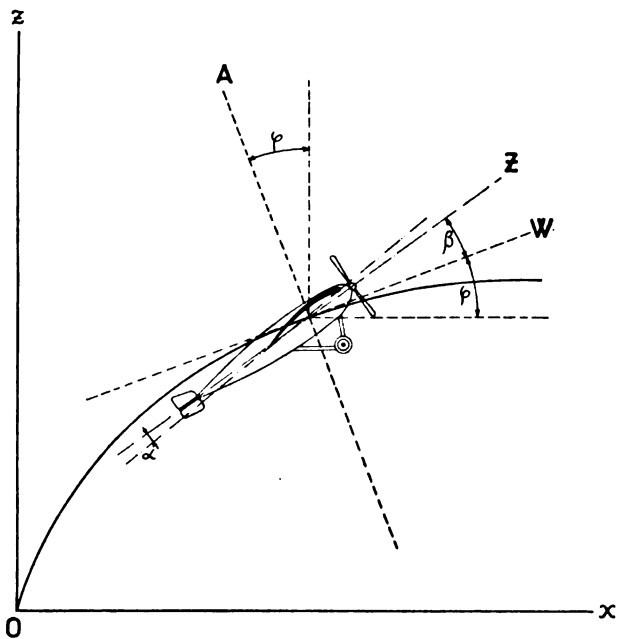


Fig. 1. Zur Ableitung der Bewegungsgleichungen eines Flugzeuges: Auftrieb A , Widerstand W , Schraubenzug Z , Steigwinkel φ , Anstellwinkel β und Einstellwinkel α , im Koordinatensystem x, z .

Nun ist aber β ein kleiner Winkel, daher kann man im allgemeinen $Z \cdot \cos \beta$ mit Z vertauschen und $Z \cdot \sin \beta$ durch $Z \cdot \beta$ ersetzen, oder einfacher $Z \cdot \sin \beta$, die normal zur Flugbahn gerichtete Komponente des Schraubenzuges, vernachlässigen, wie es Alayrac stillschweigend tut. Wir wollen dieses Glied jedoch vorläufig beibehalten, um nachher den Fehler, der durch eine solche Vernachlässigung begangen wird, abschätzen zu können.

Mit Hilfe der Gleichung (5) lassen sich aber die Bewegungsgleichungen (6) integrieren, wenn man für A , W und Z brauchbare Ansätze einführt. Zunächst gelten die bekannten Formeln (1):

$$\left. \begin{aligned} A &= \frac{\gamma}{g} \cdot \zeta_a \cdot F \cdot v^2 \\ W &= \frac{\gamma}{g} (\zeta_w \cdot F + \psi \cdot f) v^2 \end{aligned} \right\} \dots (7)$$

wenn F den Flächeninhalt der sämtlichen tragenden Teile in m^2 , projiziert auf die Flügelschne¹⁾, ζ_a , ζ_w die zugehörigen

¹⁾ Vgl. L. Prandtl, Artikel »Flüssigkeitsbewegung« im »Handwörterbuch d. Naturwissenschaften«, Bd. IV, S. 135, Jena 1913.

Auftrieb- und Widerstandbeiwerte, f aber die Fläche der nichttragenden Teile in m^2 , parallel zur Flugrichtung projiziert¹⁾, und ψ den zugehörigen Beiwert des »schädlichen Widerstandes« bedeutet.

Die zur Flugrichtung senkrechte Komponente des Schraubenzuges ist von der Fluggeschwindigkeit unabhängig, also gleich dem Werte im Stand, für den Hauptteil von Z , der zur Flugbahn parallel ist, gilt ein genäherter Ansatz, den auch Alayrac verwendet:

$$Z = \frac{\gamma}{\gamma_0} (S - \sigma \cdot v^2) \dots (8)$$

S ist der Schraubenschub im Stand bei der Luftdichte γ_0 und σ ein Beiwert, der angibt, um welchen Betrag Z abnimmt, wenn $\gamma \cdot v^2$ um γ_0 oder v_0^2 um 1 wächst. Den Klammerausdruck in Gleichung (8) konnten wir aus den graphischen Darstellungen der Eiffelschen²⁾ Luftschraubenmessungen, die freilich für diesen Zweck recht unbequem auszuwerten sind, bestätigen. σ hat etwa den Wert 0,1 für Schrauben der üblichen Größe bei 160 PS. Die Proportionalität von Z mit der Luftdichte³⁾ ergibt sich aus der Annahme, daß die Motorleistung proportional der Luftdichte abnimmt, wie es nach Versuchen in vielen Fällen zutrifft; wir haben das Verhalten des Motors bei geänderten Luftdichte- und Temperaturverhältnissen an anderer Stelle⁴⁾ ausführlich erörtert und die Berechtigung dieses Ansatzes zeigen können.

Die Gleichung (8) läßt nun — zunächst für gleichbleibende Luftdichte — eine einfache Deutung zu: Der Schraubenzug in der Fahrt setzt sich zusammen aus dem unveränderlichen Standwert S und einem negativen Gliede, das dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit proportional ist. Ersetzen wir σ durch $\frac{\gamma_0}{g} \cdot \psi_s \cdot f_s$, so nimmt (8) die Gestalt an:

$$Z = \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot S - \frac{\gamma}{g} \cdot \psi_s \cdot f_s \cdot v^2 \dots (8a)$$

und das zweite Glied hat genau die gleiche Form, wie der Ausdruck der Gleichung (7), der den »schädlichen Widerstand« darstellt. Wir haben den Schraubenzug also zerlegt in die Differenz des festen auf die augenblickliche Luftdichte zurückgeführten Standwertes und des »Schraubenzugwiderstandes«. Da in den Bewegungsgleichungen (6) die Differenz $Z - W$ vorkommt, so können wir jenes subtraktive Glied in den Widerstand einbeziehen. Durch diesen kleinen Kunstgriff, der sich übrigens bei manchen ähnlichen Untersuchungen als vorteilhaft erweist und das Verhalten der Luftschraube in der Fahrt recht anschaulich darzustellen vermag, können wir die Alayracschen Rechnungen wesentlich vereinfachen.

Den Widerstand, der sich jetzt zusammensetzt aus dem der tragenden Teile, dem »schädlichen« und dem Schraubenzugwiderstand, schreiben wir nun:

$$W + \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot \sigma \cdot v^2 = \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot f_w(\beta) \cdot v^2 \dots (9a)$$

und ähnlich den Auftrieb:

$$A = \frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot f_a(\beta) \cdot v^2 \dots (9b)$$

wobei in den Abkürzungen von der Dimension Kraft durch Geschwindigkeitquadrat

$$\left. \begin{aligned} f_w(\beta) &= \frac{\gamma_0}{g} (\zeta_w \cdot F + \psi \cdot f + \psi_s \cdot f_s) \\ f_a(\beta) &= \frac{\gamma_0}{g} \cdot \zeta_a \cdot F \end{aligned} \right\} \dots (10)$$

die Abhängigkeit der Widerstand- und Auftriebszahlen vom Anstellwinkel β des Flugzeuges zum Ausdruck kommt. Die

¹⁾ Vgl. L. Prandtl, Artikel »Flüssigkeitsbewegung« im »Handwörterbuch der Naturwissenschaften«. Bd. IV, S. 135, Jena 1913.

²⁾ G. Eiffel, Nouvelles Recherches sur la Résistance de l'Air et l'Aviation, Paris 1914, Textband S. 337, 339, 340.

³⁾ Alayrac sagt einfach: »Andererseits weiß man, daß der Schraubenzug dem Luftdruck proportional ist. (a. a. O. S. 43.)

⁴⁾ In einer demnächst erscheinenden Arbeit.

Bewegungsgleichungen (6) nehmen wegen (8) und (9) die einfache Gestalt an:

$$\left. \begin{aligned} G \left(\frac{1}{g} \cdot \frac{dv}{dt} + \sin \varphi \right) &= \frac{\gamma}{\gamma_0} [S - f_w(\beta) \cdot v^2] \\ G \left(\frac{1}{g} \cdot \frac{v \cdot d\varphi}{dt} + \cos \varphi \right) &= \frac{\gamma}{\gamma_0} [S \cdot \beta + f_a(\beta) \cdot v^2] \end{aligned} \right\} \quad (6a)$$

Mit Hilfe der Bedingung konstanten Staudruckes, also mit den Gleichungen (1) und (5), läßt sich (6a) noch weiter vereinfachen. Als dritte Gleichung fügen wir (5) hinzu und erhalten für die Bewegung des Flugzeuges das folgende System:

$$\left. \begin{aligned} G \left(\frac{0,000053}{g} \cdot v^2 + 1 \right) \sin \varphi &= v_0^2 \left[\frac{S}{v^2} - f_w(\beta) \right] \\ G \left(\frac{1}{g} \cdot \frac{v \cdot d\varphi}{dt} + \cos \varphi \right) &= v_0^2 \left[\frac{S \cdot \beta}{v^2} + f_a(\beta) \right] \\ \frac{dv}{dt} &= 0,000053 \cdot v^2 \cdot \sin \varphi \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

5. Vorläufige Folgerungen.

a) Die beiden letzten Gleichungen geben die Differentialgleichung des Hodographen oder des Bewegungsbildes einer Kurve, die man erhält, wenn man die Geschwindigkeiten der Größe (v) und Richtung (φ) nach von einem Punkte aus aufträgt und die Endpunkte dieser Vektoren verbindet, die also durch eine Beziehung zwischen v und φ dargestellt wird. Diese Differentialgleichung ließe sich integrieren, wenn f_a(β) als Funktion von f_w(β) bekannt wäre, mit anderen Worten, wenn man den Anstellwinkel β aus der ersten Gleichung (11) ausrechnen und in die zweite einsetzen könnte. Im sechsten Abschnitt wird sich der Hodograph jedoch leicht und unmittelbar in endlicher Form ergeben.

b) Ebenso kann die Steigzeit t - t₀ bis zu einer gewissen Höhe z, die sich aus der dritten Gleichung (11) ergibt,

$$t - t_0 = \frac{1}{0,000053} \int_{v_0}^v \frac{dv}{v^2 \cdot \sin \varphi} \quad \dots \quad (5a)$$

hier noch nicht berechnet werden, da die Beziehung zwischen φ und v unbekannt ist. Auch Alayrac's Folgerung, daß die Steigzeit bis zur Gipfelhöhe z_g der Flugbahn, in welcher der Steigwinkel Null wird, unendlich groß sei, ist hier noch verfrüht, da ja dv an der oberen Grenze ebenfalls verschwindet.

c) In der Gipfelhöhe der Flugbahn selbst gelten, da der Steigwinkel und die Bahnbeschleunigung verschwinden müssen, auch ohne die Annahme konstanten Staudruckes statt (6a) die Gleichungen:

$$\left. \begin{aligned} S &= f_w(\beta_g) \cdot v_g^2 \\ \frac{\gamma_0}{\gamma_g} \cdot G &= S \cdot \beta_g + f_a(\beta_g) \cdot v_g^2 \end{aligned} \right\} \quad \dots \quad (12)$$

wobei der Zeiger g die Zugehörigkeit von v, γ und β zum Gipfelwert z_g angibt. Für das Verhältnis der Luftdichten oben und unten folgt aus (12):

$$\frac{\gamma_g}{\gamma_0} = \frac{G}{S} \cdot \frac{f_w(\beta_g)}{f_a(\beta_g) + \beta_g \cdot f_w(\beta_g)} = \frac{G}{S} \cdot K(\beta_g) \quad \dots \quad (13)$$

dabei haben wir als Abkürzung für das Verhältnis des Gesamtwiderstandes zum Gesamtauftrieb (einschließlich der Aufkomponente des Schraubenzuges) die »Triebzahl« K(β) eingeführt, die der »Gleitzahl«¹⁾ des motorlosen Gleitfluges entspricht. Für die Gipfelhöhe selbst folgt somit nach Gleichung (2a) und (13):

$$z_g = z_0 + \frac{1}{\lambda} \cdot \log \left\{ \frac{S}{G \cdot K(\beta_g)} \right\} \quad \dots \quad (14)$$

d) Damit die Gipfelhöhe zugleich die größtmögliche, die Maximalhöhe ist, muß die Triebzahl ihren kleinsten, günstigsten Wert besitzen, man muß also mit dem Anstellwinkel β_m fliegen, der K(β) zu einem Minimum macht. Dieser Winkel ist aus der Lilienthalschen Charakteristik des be-

trachteten Flugzeuges leicht zu ermitteln: Kennt man jene Kurve, deren Abszissen die Werte des Widerstandkoeffizienten bei verschiedenen Anstellwinkeln, deren Ordinaten die zugehörigen Auftriebszahlen sind, so verschiebe man den Anfangspunkt um den Betrag des Schraubewiderstandkoeffizienten, und gegebenenfalls noch des Beiwertes für den schädlichen Widerstand, nach links und lege durch ihn die Tangente an die Polarkurve. Der Berührungspunkt entspricht dann dem gesuchten Anstellwinkel, die Neigung γ der Tangente gegen die Ordinatenachse der zugehörigen Triebzahl:

$$K(\beta) = \text{tg } \chi \quad \dots \quad (15)$$

Die Aufkomponente des Schraubenzuges wird man dabei nicht zu berücksichtigen brauchen. Ferner beachte man, daß der Anstellwinkel bei aerodynamischen Messungen meist auf die Flügelsehne bezogen wird, während wir ihn hier zweckmäßig von der Luftschraubenachse aus gerechnet haben. Aus K(β_m) ist nach (14) die Maximalhöhe z_m zu ermitteln.

e) Die Geschwindigkeit beim Abfluge, v₀, erhält man schließlich wegen der Bedingung (1) aus (13) und der ersten Gleichung (12):

$$v_0^2 = \frac{\gamma_g}{\gamma_0} \cdot v_g^2 = \frac{G}{S} \cdot K(\beta_g) \cdot v_g^2 = \frac{G}{f_a(\beta_g) + \beta_g \cdot f_w(\beta_g)} \quad (16)$$

Sie ist also wesentlich nur von der Auftriebszahl in der Gipfelhöhe abhängig. Soll die Maximalhöhe erreicht werden, so tritt β_m an Stelle von β_g.

6. Eine vereinfachende Annahme; die Gleichung des Hodographen.

Außer diesen Einzelergebnissen gestatten die drei Gleichungen (11) keine einfachen Folgerungen. Sie lassen sich aber integrieren, wenn man die Annahme hinzufügt, daß sich der Anstellwinkel während des Aufstieges nur wenig ändert, so daß zwar die Auftriebskoeffizienten variieren, die Beiwerte des Widerstandes aber nahezu ungedändert bleiben. Der Fehler, den man mit dieser Annäherung begeht, soll nachträglich ermittelt werden.

Es sei also statt f_w(β) der feste Wert f_w gesetzt; damit gibt die erste Gleichung (11) unmittelbar die endliche Formel für den Hodographen:

$$G \left(\frac{0,000053}{g} \cdot v^2 - 1 \right) \sin \varphi = v_0^2 \left(\frac{S}{v^2} - f_w \right) \quad \dots \quad (17)$$

Die Klammer auf der linken Seite kann man gleich 1 oder genauer gleich 1,01 setzen, da der erste Term bei einer Geschwindigkeit von 50 m/s oder 180 km/h den Wert 0,013 hat, der gegen 1 vernachlässigt oder wenigstens durch einen abgerundeten Mittelwert 0,01 ersetzt werden kann. Für den Steigwinkel folgt also wegen der zweiten und ersten Gleichung (12):

$$\begin{aligned} \sin \varphi &= \frac{v_0^2}{1,01 \cdot G} \left(\frac{S}{v^2} - f_w \right) \\ &= \frac{f_w}{1,01 [f_a(\beta_g) + \beta_g \cdot f_w]} \left(\frac{v_g^2}{v^2} - 1 \right) = K \left(\frac{v_g^2}{v^2} - 1 \right) \end{aligned} \quad (18)$$

Dabei haben wir, ähnlich wie K(β) in Gleichung (13), hier die »korrigierte Triebzahl«

$$K = \frac{0,99 \cdot f_w}{f_a(\beta_g) + \beta_g \cdot f_w} \quad \dots \quad (19)$$

eingeführt, die mit jener zusammenfällt, wenn man das Beschleunigungsglied in Gleichung (17) vernachlässigt. Der Einfachheit wegen haben wir bei K das Argument β_g fortgelassen.

Bevor wir nun, wie Alayrac, aus der Gleichung (18) die Flugbahnkurve ableiten, wollen wir das Geschwindigkeitsbild, das durch diese Formel ausgedrückt wird, genauer betrachten. Nach v aufgelöst ergibt der letzte Teil der Gleichung (18):

$$v = v_g \cdot \sqrt{\frac{K}{K + \sin \varphi}} \quad \dots \quad (18a)$$

Für die Gipfelhöhe folgt natürlich v = v_g und φ = 0, für den Abflug vom Boden aber

$$\sin \varphi_0 = K \left(\frac{v_g^2}{v_0^2} - 1 \right) = K \left(\frac{\gamma_0}{\gamma_g} - 1 \right) \quad \dots \quad (18b)$$

¹⁾ Vgl. E. Everling, Zur Arbeitsgleichung des Flugzeuges, diese Zeitschrift V, Heft 13, S. 197, Anm. 2, 1914.

Hieraus läßt sich von den drei Größen φ_0 , K und v_0/v_0 (oder γ_0/γ_0 oder $z_0 - z_0$) eine berechnen, wenn man die beiden anderen kennt. Eine weitere Beziehung zwischen dem größten Höhenunterschied, der Triebzahl und dem Verhältnis Schraubenzug zu Gesamtgewicht war aber bereits durch Gleichung (14) oder (13) gegeben.

Ist beispielsweise $G/S = 3$, $z_0 - z_0 = 6500$ m, also $\frac{v_0^2}{v_0^2} = 2,0$, so folgt aus (13) die Triebzahl $K = 1/6$, dann weiter aus (18b) der Abflugwinkel $\varphi_0 = \arcsin K = \arcsin 0,167 = 9,6^\circ$. Ein Flugzeug, dessen Schraubenzug im Stand am Boden ein Drittel seines Gesamtgewichtes beträgt und das mit konstantem Staudruck aufsteigt, muß also den Boden mit einem Steigwinkel von $9,6^\circ$ verlassen, wenn es eine Gipfelhöhe von 6500 m erreichen soll. Beim Aufstieg nimmt dieser Winkel allmählich bis zum Werte Null ab, zwischen diesen beiden Grenzen kommt also der Hodograph für uns in Betracht. Trotzdem ist es von Interesse, den gesamten Verlauf der Kurve (18a) zu betrachten.

Sie ist symmetrisch in bezug auf den Strahl $\varphi = \pi/2 = 90^\circ$, für den v seinen kleinsten Wert hat. Von da ab nimmt der Geschwindigkeitsvektor nach beiden Seiten hin zu, bis zu den Werten v_0 für $\varphi = \varphi_0$, v_0 für $\varphi = 0$ und ∞ für $\varphi = -\varphi_0$. Darüber hinaus wird v imaginär. Die Tangente des Hodographen stellt die Richtung der Beschleunigung dar. Sie bildet mit dem Fahrstrahl den Winkel Θ , und es ist

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{v \, d\varphi}{dv} = - \frac{2 K \cdot v_0^2}{\sqrt{v^4 - K^2(v_0^2 - v^2)^2}} \quad (20)$$

In dem Bilde (Fig. 2) ist der Verlauf des Hodographen für unser Beispiel, also für eine Gipfelhöhe von 6500 m und für die Triebzahl $1/6$ dargestellt; dabei wurde die Geschwindigkeit in der größten Höhe zu 30,0 m/s oder 108,0 km/h angenommen, die Bahngeschwindigkeit beim Verlassen des Bodens ist also 22,2 m/s oder 86,8 km/h. Der Gültigkeitsbereich zwischen diesen beiden Geschwindigkeiten, also zwischen den Steigwinkeln 0° und $+9,6^\circ$ ist schraffiert. Größere Winkel entsprechen einer Flughöhe unterhalb der Ausgangshöhe z_0 , kleinere, negative Winkel einer Überschreitung der Gipfelhöhe, wie sie etwa durch Vertikalböen vorkommen kann. Dann muß nämlich an Stelle des Steigens ein Abwärtsgleiten mit entsprechend vermehrter Geschwindigkeit stattfinden. Doch hat dieser Fall keine praktische Bedeutung.

Die Neigung der Tangente gegen den Fahrstrahl ist für die Grenzwerte unseres Gültigkeitsbereiches: $\operatorname{tg} \Theta_0 = -4/\sqrt{35} = -0,68$ und $\operatorname{tg} \Theta_9 = -1/3 = -0,33$. Die Neigung der Beschleunigungsrichtung gegen die Flugbahntangente nimmt

also mit zunehmender Höhe beständig ab. Der Wendepunkt, jenseits dessen dies Verhalten sich umkehrt, liegt, wie das Bild für unser Beispiel zeigt und wie sich allgemein aus der Formel (18a) oder (20) beweisen läßt, außerhalb des Gültigkeitsbereiches.

7. Die Flugbahnkurve.

Die Hodographengleichung (18) gestattet nun die Ermittlung des Zusammenhanges zwischen x und z , also der Flugbahn beim Aufstieg. Es gilt ja nach der Definition des Steigwinkels die Beziehung:

$$dx = dz \cdot \operatorname{ctg} \varphi \quad (21)$$

Drückt man hierin φ durch z aus und integriert, so erhält man die gesuchte Flugbahngleichung, nämlich x als Funktion von z . Alayrac ersetzt φ mit Hilfe von (18) und dz nach Gleichung (5) durch Funktionen von v , integriert durch eine umständliche Substitution und erhält eine Parameterdarstellung der Bahnkurve nach v , die zudem nicht vollständig ausgeführt und fehlerhaft ist. Wir wollen zunächst umgekehrt verfahren und in Gleichung (21) dz durch eine Funktion von φ ersetzen. Zu dem Zweck differenzieren wir Gleichung (18):

$$\cos \varphi \cdot d\varphi = - \frac{2 K \cdot v_0^2}{v^3} dv = - 2 \cdot \frac{dv}{v} (\sin \varphi + K) \quad (22)$$

letzteres wegen der Beziehung (18a). Nach Gleichung (5) wird aber:

$$dz = \frac{1}{0,000053} \cdot \frac{dv}{v} \quad (23)$$

Also folgt statt der Differentialgleichung (21) wegen (23) und (22)

$$dx = - \frac{\operatorname{ctg} \varphi}{0,000106} \cdot \frac{\cos \varphi \cdot d\varphi}{\sin \varphi + K} \quad (24)$$

Zerlegen wir diesen Ausdruck in seine Partialbrüche und schreiben:

$$0,000106 \cdot dx = d\varphi \left[1 - \frac{1}{K \cdot \sin \varphi} + \frac{1 - K^2}{K (\sin \varphi + K)} \right] \quad (24a)$$

so können wir die Integration leicht ausführen und erhalten:

$$0,000106 (x - x_0) = \left[\varphi + \ln \left\{ \frac{1 + \cos \varphi}{\sin \varphi} \right\}^{\frac{1}{K}} \cdot \left(\frac{1 + K \cdot \sin \varphi + \sqrt{1 - K^2} \cdot \cos \varphi}{\sin \varphi + K} \right)^{\frac{\sqrt{1 - K^2}}{-K}} \right] \varphi_0 \quad (25)$$

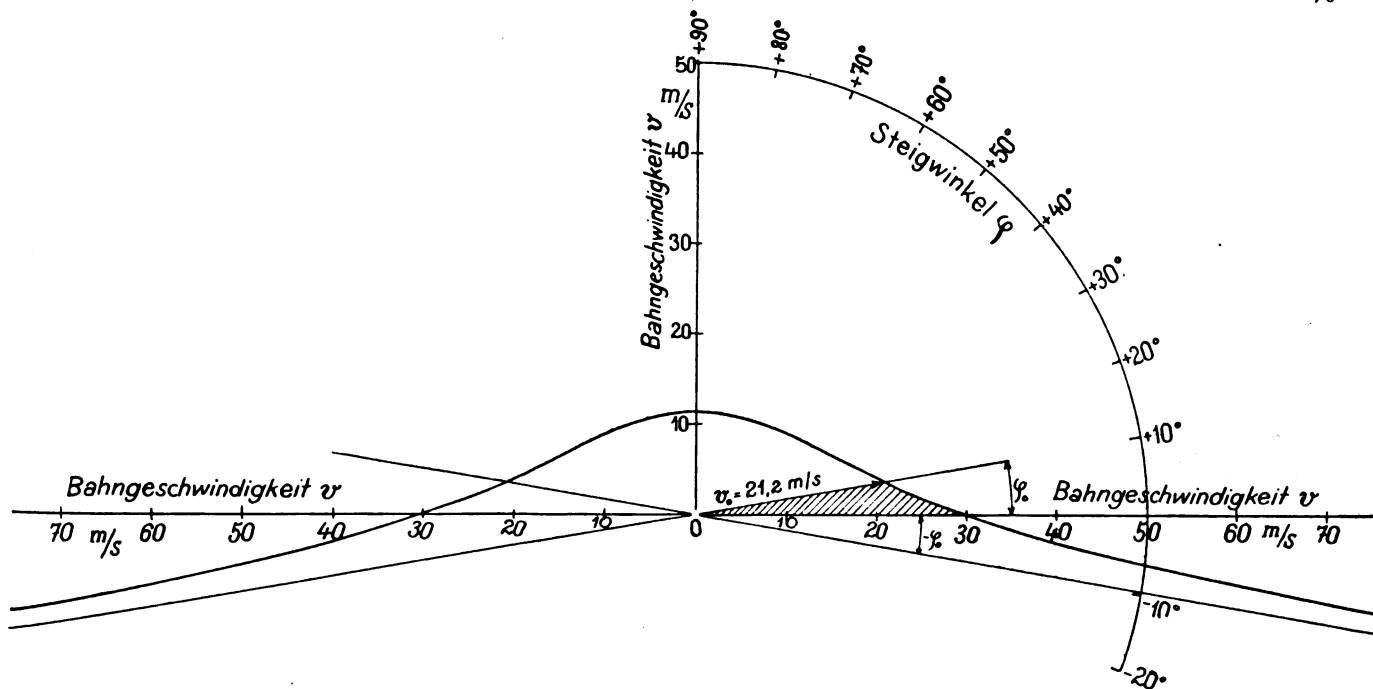


Fig. 2.

Hodograph oder Geschwindigkeitsbild, Bahngeschwindigkeit v abhängig vom Steigwinkel φ , für eine Abfluggeschwindigkeit von 21,2 m/s, eine Höchstgeschwindigkeit von 30,0 m/s und die Triebzahl $1/6$, also für den Anfangssteigwinkel $9,6^\circ$. Der Gültigkeitsbereich ist schraffiert.

Setzt man hierin noch aus (18) und (2) den Wert von $\sin \varphi$ ein, so folgt als Gleichung der Flugbahn:

$$0,000106 (x - x_0) = \arcsin (K \cdot E) - \arcsin (K \cdot E_0) + \frac{2,303}{K} \left[\log \left\{ \frac{1 + \sqrt{1 - K^2 \cdot E^2}}{1 + \sqrt{1 - K^2 \cdot E_0^2}} \cdot \frac{E_0}{E} \right\} + \sqrt{1 - K^2} \cdot \log \left\{ \frac{1 + K^2 \cdot E_0 + \sqrt{1 - K^2} \cdot \sqrt{1 - K^2 \cdot E_0^2}}{1 + K^2 \cdot E + \sqrt{1 - K^2} \cdot \sqrt{1 - K^2 \cdot E^2}} \cdot \frac{1 + E}{1 + E_0} \right\} \right] \quad (26)$$

wobei die Abkürzungen bedeuten:

$$E = 10^{\lambda(z_g - z)} - 1, \quad E_0 = 10^{\lambda(z_g - z_0)} - 1. \quad (26a)$$

Diese Formel gestattet bereits in ihrer allgemeinen Gestalt einige Schlüsse: Für $z = z_g$ ist $x = \infty$, die Horizontale in der größten Höhe ist also Asymptote der Bahnkurve. Die Werte von x hängen, bis auf eine Konstante, lediglich von der Differenz $z_g - z$, nicht von z selbst ab, so daß bei gleicher Triebzahl K alle Steigkurven in gleichem Abstand von ihrer Gipfelhöhe gleich verlaufen, daher nach Verschiebung auf dieselbe Asymptote vollständig zur Deckung gebracht werden können.

Als Beispiel soll aus Gleichung (26) berechnet werden, wie weit das Flugzeug mit der Triebzahl 1/6, der Gipfelhöhe 6500 m über dem Abflugpunkt, also dem Luftdichteverhältnis $\gamma_0/\gamma_g = 2,0$, nach 2700 m Aufstieg in wagerechtem Abstand von seinem Abflugpunkt entfernt ist. Nennen wir die Koordinaten des betrachteten Punktes x_1 und z_1 , so erhalten wir $z_1 - z_0 = 2700$ m, also $z_g - z_1 = 3800$ m, daher das Luftdichteverhältnis

$$\frac{\gamma_1}{\gamma_g} = 10^{\lambda(z_g - z_1)} = 1,5,$$

und daraus folgt nach längerer Zahlenrechnung:

$$x_1 - x_0 = 22,80 \text{ km.}$$

Man sieht, daß die Gleichung der Flugbahnkurve (26) noch zu verwickelt ist, um eine bequeme Ausrechnung zu gestatten. Sie läßt sich auch für die praktisch vorkommenden Werte der Triebzahlen, die etwa 1/6 betragen, nicht wesentlich vereinfachen, ohne daß erhebliche Fehler zugelassen werden.

Dagegen ergibt ein anderes Verfahren mit verschwindender Ungenauigkeit ein beträchtlich einfacheres Resultat: Wir führen unmittelbar in Gleichung (21) mit einem Fehler von Bruchteilen eines Prozentes (da φ jedenfalls kleiner als 20° ist) die Näherung ein:

$$dx = dz \cdot \text{ctg } \varphi = dz \cdot \frac{\sqrt{1 - \sin^2 \varphi}}{\sin \varphi} = dz \left[\frac{1}{\sin \varphi} - \frac{\sin \varphi}{2} \right] \quad (27)$$

Also folgt durch Einsetzen des Wertes von $\sin \varphi$ aus (18) und (2):

$$dx = dz \left[\frac{1}{K (10^{\lambda(z_g - z)} - 1)} - \frac{K}{2} (10^{\lambda(z_g - z)} - 1) \right] \quad (28)$$

und die Integration gibt sogleich:

$$x - x_0 = \frac{1}{\lambda \cdot K} \cdot \log \left\{ \frac{1 - 10^{\lambda(z_g - z_g)}}{1 - 10^{\lambda(z_g - z_0)}} \right\} + \frac{K}{0,000212} (10^{\lambda(z_g - z)} - 10^{\lambda(z_g - z_0)}) + \frac{K}{2} (z - z_0) \quad (29)$$

Tabelle 2.

$z - z_0 =$	0	1261	1721	2716	3828	4823	5283	6544	m
$z_g - z =$	6544	5283	4823	3828	2716	1721	1261	0	m
$10^{\lambda(z_g - z)} =$	2	7/4	5/3	3/2	4/3	6/5	8/7	1	—
$\sin \varphi =$	0,167	0,125	0,111	0,083	0,056	0,033	0,024	0,000	—
$v =$	21,2	22,7	23,2	24,5	26,0	27,4	28,0	30,0	m/s
$x =$	0,00	8,64	12,52	22,80	39,06	62,01	78,28	∞	km
$t =$	0,00	6,62	9,42	16,66	27,40	41,72	51,50	∞	min
$dz/dt =$	3,53	2,83	2,58	2,04	1,44	0,91	0,67	0,00	m/s
$t \cdot dz/dt =$	0,00	18,74	24,32	33,98	39,45	37,96	34,51	0,00	m/60
oder =	0	1124	1459	2039	2367	2278	2071	0	m

Mit dieser Formel lassen sich die Werte von x bequem und mit großer Genauigkeit berechnen. In der folgenden Tabelle 2 sind unter anderen auch die Größen der Flugstrecke x für verschiedene Höhen verzeichnet und zwar für eine Gipfelhöhe von 6500 m und eine Triebzahl 1/6, wie in dem vorhergehenden Beispiel.

In dieser Tabelle sind die Höhenwerte auf das Meter genau ausgerechnet, mit Rücksicht auf die Bestimmung von x aus Gleichung (29); außerdem haben wir die Höhenstufen so gewählt, daß die erste Zeile, rückwärts gelesen, die zweite ergibt, daß also die Abstände der berechneten Punkte vom Boden und von der Gipfelhöhe paarweise gleich sind. Für das Luftdichteverhältnis γ/γ_0 (dritte Zeile) wurden einfache Werte zugrunde gelegt und daraus die Höhen berechnet. Die Größen von $\sin \varphi$ ergeben sich dann aus Gleichung (18), die Werte der Geschwindigkeit v aus (1). Die sechste Zeile enthält die Koordinaten der Flugbahn, die in Fig. 3 durch die ausgezogene Kurve bildlich dargestellt wird. Dabei ist der Höhenmaßstab gegen den der Flugstrecke verzehnfacht, die Kurve also auf ein Zehntel ihrer Breite zusammengezogen. Man erkennt, daß sie in Wirklichkeit einer geraden Linie recht nahe kommt.

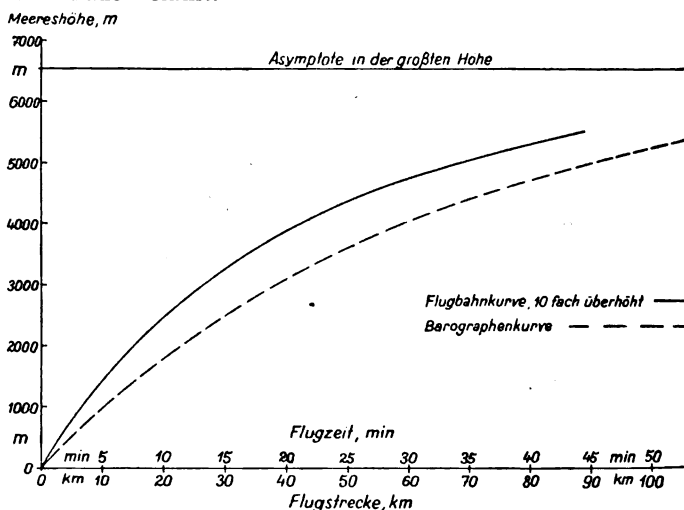


Fig. 3.

Flugbahnkurve (Beziehung zwischen horizontaler Flugstrecke und erreichter Höhe, letztere in zehnfachem Maßstabe, ausgezogen) und Barographenkurve (Abhängigkeit der erreichten Höhe von der Flugzeit, gestrichelt), für die Gipfelhöhe 6540 m, die Triebzahl 1/6 und die Anfangsgeschwindigkeit 21,2 m/s.

8. Einige Eigenschaften der Flugbahnkurve.

Alayrac gibt an Stelle der ausführlichen Gleichung und des Verlaufs der Bahnkurve die Ableitung ihrer Bogenlänge s und ihres Krümmungsradius r .

Die Länge s ist natürlich von ihrer Projektion auf die Horizontale, d. h. von der Flugstrecke x , wenig verschieden. Aus der Definition des Steigwinkels ergibt sich ähnlich wie Gleichung (21) unmittelbar:

$$ds = \frac{dz}{\sin \varphi} \quad (30)$$

Die rechte Seite ist aber, wie wir sogleich erkennen, derselbe Ausdruck wie der erste Term auf der rechten Seite von (27), daher folgt wie in (29) für die Bogenlänge:

$$s - s_0 = \frac{1}{\lambda \cdot K} \cdot \log \left\{ \frac{1 - 10^{\lambda(z_g - z_g)}}{1 - 10^{\lambda(z_g - z_0)}} \right\} \quad (31)$$

Die übrigen Glieder auf der rechten Seite von Gleichung (29) geben also, mit umgekehrtem Vorzeichen versehen, die Differenz $s - x$, den Unterschied zwischen dem Bogen und seiner Projektion auf die horizontale Achse. Für die Steighöhe 2700 m und mit den Zahlenwerten unseres Beispiels ergibt sie sich zu 0,17 km, also die Bogenlänge selbst zu 22,97 km.

Für den Krümmungsradius folgt unmittelbar aus (30) und (22) in Verbindung mit (23):

$$\frac{1}{r} = \frac{d\varphi}{ds} = \frac{\sin \varphi \cdot d\varphi}{dz} = -0,000106 \cdot \text{tg } \varphi (\sin \varphi + K) \quad (32)$$

als einfachste Gestalt der Krümmungsgleichung. Man sieht, daß r dauernd negativ ist, weil ja φ mit zunehmender Höhe beständig abnimmt, daß der Krümmungsradius aber dem absoluten Betrage nach stetig wächst, daß daher die Krümmung der Flugbahn immer kleiner wird, in Übereinstimmung mit dem Kurvenbilde der Fig. 3.

Für unser Beispiel hat r am Boden den Wert $r_0 = -168$ km, in 2700 m Höhe $r_1 = -453$ km, für den Gipfel gilt natürlich stets $r_g = -\infty$.

9. Nachprüfung der vereinfachenden Annahme.

Jetzt ist es möglich, die vereinfachende Annahme, daß die Widerstandszahl $f_w(\beta)$ während des Aufstieges vom Anstellwinkel unabhängig sei, auf ihre Zulässigkeit zu prüfen. Dabei kann von vornherein angenommen werden, daß die wirkliche Flugbahn nahezu dieselbe Krümmung und den gleichen Abflugwinkel besitzt, wie die Kurve (26), die mit Hilfe jener Vereinfachung abgeleitet wurde. Ferner bleibt die Gleitzahl oder die Triebzahl, also das Verhältnis des Widerstandes zum Auftrieb, in den Grenzen, die hier für den Anstellwinkel in Betracht kommen, soweit konstant, daß man statt des Widerstandkoeffizienten die Auftriebszahl, für die eine bequemere Beziehung zur Bahnkurve gefunden wird, auf ihre verhältnismäßige Änderung während des Aufstieges untersuchen kann.

Nach der zweiten Bewegungsgleichung (11) folgt, weil

$$v = \frac{ds}{dt} \dots \dots \dots (33)$$

für die Auftriebszahl:

$$f_a(\beta) = \frac{G}{v_0^2} \left(\cos \varphi + \frac{v}{g} \cdot \frac{d\varphi}{dt} \right) = \frac{G}{v_0^2} \left(\cos \varphi + \frac{v^2}{g \cdot r} \right) \quad (34)$$

wenn man $S \cdot \beta / v^2$ gegen $f_a(\beta)$ vernachlässigt. In der Tat ist der Auftrieb $f_a(\beta) \cdot v^2$ ungefähr gleich dem Fluggewicht G , meist größer, also etwa gleich dem dreifachen Werte des Schraubenzuges im Stand oder noch größer. Also beträgt $S \cdot \beta$ für Werte des Anstellwinkels zwischen $+5^\circ$ und -5° , d. h. zwischen $+0,087$ und $-0,087$ Bogenmaß, weniger als 3% des Auftriebes. Da β meist sehr wenig von Null verschieden ist, so ist jene Vernachlässigung durchaus zulässig.

Die Auftriebszahl besteht nach Gleichung (34) aus einem positiven und einem, nach (32), negativen Gliede, die beide mit zunehmender Höhe, also mit abnehmendem Steigwinkel, beständig wachsen. Sie hat daher ihre extremen Werte an den Grenzen des Bewegungsgebietes, in der Höhe z_0 und z_g . Diese Werte ergeben sich mit Hilfe von (34):

$$\left. \begin{aligned} f_a(\beta_0) &= \frac{G}{v_0^2} \left(\cos \varphi_0 + \frac{v_0^2}{g \cdot r_0} \right) \\ f_a(\beta_g) &= \frac{G}{v_g^2} \end{aligned} \right\} \dots \dots (34a)$$

Die verhältnismäßige Änderung ist also:

$$\frac{f_a(\beta_g) - f_a(\beta_0)}{f_a(\beta_0)} = 1 - \cos \varphi_0 - \frac{v_0^2}{g \cdot r_0} \dots \dots (35)$$

demnach für unser Beispiel mit den früheren Werten $\varphi_0 = 9,6^\circ$, $v_0 = 21,2$ m/s, $r_0 = 168$ km = 168000 m: Verhältnismäßige Änderung gleich 0,014, also weniger als 2%.¹⁾ Dabei kommt das letzte Glied der Gleichung (35), das den Krümmungsradius enthält, gegenüber dem Werte $1 - \cos \varphi_0$ gar nicht mehr in Betracht. Die vereinfachende Annahme einer konstanten Widerstandszahl ist also zulässig.

10. Steigzeit und Barographenkurve.

Im siebenten Abschnitt ergab die Beziehung zwischen Steigwinkel und Höhe, die durch die Hodographengleichung (18) dargestellt wird, eine Formel für die Flugbahn. Sie gestattet ferner, die vom Barographen aufgezeichnete Kurve mathematisch auszudrücken. Man kann nämlich jetzt das Integral der Steigzeit, das in Gleichung (5a) angesetzt war, auswerten. Drückt man $\sin \varphi$ nach (18) durch v aus, so folgt:

¹⁾ Alayrac findet mit etwas anderen Zahlenwerten 0,2%₀ wohl infolge eines Druckfehlers, statt 2%₀.

$$t - t_0 = \frac{1}{0,00053 \cdot K} \int_{v_0}^v \frac{dv}{v_g^2 - v^2} = \frac{1}{\lambda \cdot K \cdot v_g} \cdot \log \left\{ \frac{v_g + v}{v_g + v_0} \cdot \frac{v_g - v_0}{v_g - v} \right\} \dots (36)$$

also wegen der Gleichung (2) als Formel der Barographenkurve:

$$t - t_0 = \frac{1}{0,00046 \cdot K \cdot v_g} \cdot \log \left\{ \frac{10^{0,00023(z_g - z)} + 1}{10^{0,00023(z_g - z_0)} + 1} \cdot \frac{10^{0,00023(z_g - z_0)} - 1}{10^{0,00023(z_g - z)} - 1} \right\} \quad (37)$$

Für die Gipfelhöhe gilt in der Tat: $t_g = \infty$. Wir haben die Werte von t für verschiedene Höhen in Tabelle 2 eingetragen und bildlich als gestrichelte Kurve in Fig. 3 dargestellt. Dabei sind für K und v_g die Werte unseres Beispiels eingesetzt. Da die Geschwindigkeit mit der Höhe wächst, so nimmt bei dieser Kurve die Krümmung weniger stark ab als bei der Flugbahn.

11. Anwendung auf die Bestimmung der Gipfelhöhe.

Aus dieser Formel (37) von Alayrac können wir eine wichtige Folgerung ziehen. Wir berechnen zunächst die Steiggeschwindigkeit mittels Gleichung (18) und (2):

$$\begin{aligned} \frac{dz}{dt} = v \cdot \sin \varphi &= \frac{K \cdot v_g}{10^{0,00023(z_g - z)}} (10^{0,00046(z_g - z)} - 1) \\ &= 2 K \cdot v_g \cdot \sin [0,00053 \cdot (z_g - z)] \dots \dots (38) \end{aligned}$$

Auch diese Werte sind in Tabelle 2 aufgeführt und in Fig. 4 zu einer gestrichelten, nahezu geradlinigen Kurve vereinigt.

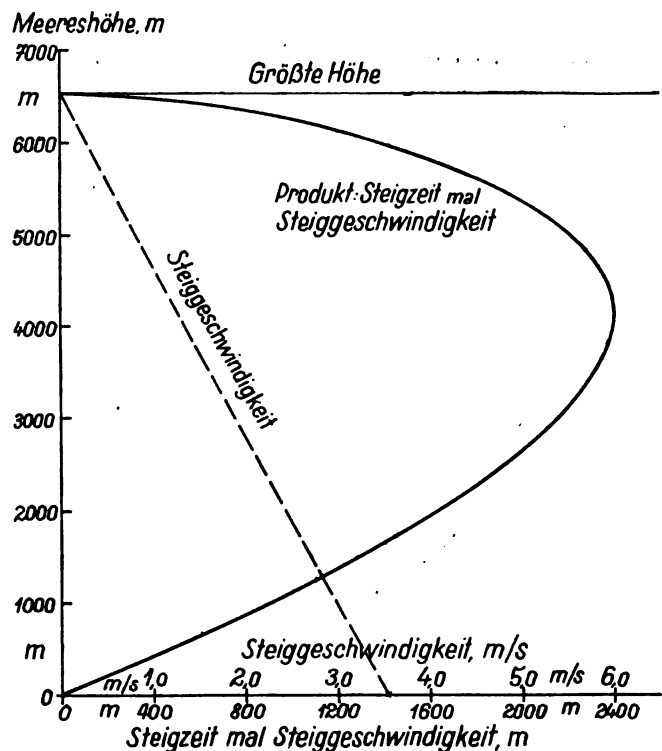


Fig. 4. Steiggeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Höhe (gestrichelte Kurve) und Produkt der Steigzeit in die Steiggeschwindigkeit (ausgezogene Kurve) für die Gipfelhöhe 6540 m, die Triebzahl 1/6 und die Anfangsgeschwindigkeit 21,2 m/s.

Wir erkennen aus den Gleichungen (37) und (38), daß eine gute Steigfähigkeit verbunden ist mit großer Bahngeschwindigkeit, aber mit einer schlechten Triebzahl, also mit geringer Gipfelhöhe. Wir sehen ferner, daß die Größen v_g und K , die für jedes Flugzeug und für jeden Aufstieg verschiedene Werte haben, nur als Produkt vorkommen, und zwar bei der Steigzeit (37) im Zähler, bei der Steiggeschwindigkeit (38) im Nenner. Multiplizieren wir daher die beiden Größen und

setzen der Einfachheit halber $t_0 = 0$, so ergibt sich die Beziehung:

$$t \cdot \frac{dz}{dt} = \frac{1}{0,000023} \cdot \sin [0,000053 (z_g - z)] \cdot \log \left\{ \frac{10^{0,000023(z_g - z)} + 1}{10^{0,000023(z_g - z_0)} + 1} \cdot \frac{10^{0,000023(z_g - z_0)} - 1}{10^{0,000023(z_g - z)} - 1} \right\} \quad (39)$$

Diese Größen sind ebenfalls in Tabelle 2 ausgerechnet und zwar in Sechzigstelmetern, wenn die Steigzeit in Minuten ausgedrückt wird, also $\frac{1}{60}$ des Wertes von Gleichung (37) hat, und ferner in Metern, falls t in Sekunden angegeben ist. Fig. 4 enthält die Beziehung (39) als ausgezogene Kurve, von der sich zeigen läßt, daß sie die Horizontale in der Gipfelhöhe zur Tangente haben muß.

Nach (39) ist das Produkt $t \cdot dz/dt$ nur von den Differenzen $z_g - z_0$ und $z_g - z$ abhängig. Die Gleichung stellt also eine Beziehung zwischen der erreichbaren Höhe, der augenblicklichen Höhe, der Steigzeit bis zu ihr und der augenblicklichen Steiggeschwindigkeit dar. Man kann daher aus zwei Punkten einer Barographenkurve, wenn man ihren Zeit- und Höhenabstand sowie die Tangentenrichtung in dem oberen kennt, die Gipfelhöhe für den betreffenden Flug bestimmen, immer unter der Voraussetzung, daß der Aufstieg mit konstantem Staudruck erfolgt. Der untere Punkt wird als Ausgang (x_0, z_0) gewählt. Die Richtung der Tangente ermittelt man am genauesten aus der Richtung des Krümmungsradius, indem man das betreffende Stück der Kurve durch Probieren mit einem passenden Kreisbogen zur Deckung bringt und den betrachteten Punkt mit dessen Mittelpunkt verbindet. Die Neigung der Tangente gegen die Zeitkreise des Barogrammpapieres gibt dann die Steiggeschwindigkeit. (Ist letztere nicht im oberen, sondern im unteren der beiden gegebenen Punkte bekannt, so muß man entweder den oberen als Ausgangspunkt annehmen, also negative Steigzeiten und Höhen zulassen, daher z. B. die ausgezogene Kurve (Fig. 4) nach unten links verlängern — oder in (38) z durch z_0 ersetzen und (39) sowie die Kurve entsprechend ändern.)

Zur praktischen Anwendung des Verfahrens haben wir eine Schar solcher Kurven für verschiedene Gipfelhöhen $z_g - z_0$ entworfen, die sämtlich durch den gleichen Anfangspunkt (x_0, z_0) gehen. Man kann jedoch, wenn man alle Höhenangaben auf den Gipfel und alle Steigzeiten auf die Ausgangshöhe 6500 m unter diesem Gipfel bezieht, durch Probieren auch mittels der einen Kurve (39) in Fig. 4 aus zweien der drei Größen $t - t_0$, dz/dt und $z_g - z_0$ die dritte finden.

12. Weitere Folgerungen.

a) Aus Gleichung (14) konnte man bereits den Schluß ziehen, daß die Maximalhöhe um so größer ist, je kleiner die Triebzahl und je größer das Verhältnis des Schraubenzuges im Stand zum Gesamtgewicht. Ist ferner L die nutzbare Motorleistung bei der Luftdichte γ_0 (nicht, wie Alayrac sagt, die «puissance indiquée») in mkg/s, so gilt nach (8):

$$L = Z \cdot v_0 = S \cdot v_0 - \sigma \cdot v_0^3 \quad (40)$$

deshalb wegen der ersten Gleichung (12):

$$\frac{L}{v_0^3} + \sigma = f_w(\beta_m) \cdot \frac{v_m^2}{v_0^2} = f_w(\beta_m) \cdot \frac{\gamma_0}{\gamma_m} \quad (41)$$

Die Maximalhöhe ist also bei gleichbleibender Leistung um so größer, je kleiner die Abfluggeschwindigkeit ist. (Alayrac folgert dagegen, daß die Maximalhöhe für die Geschwindigkeit

$$v_0 = \sqrt[3]{\frac{L}{2\sigma}} \quad (42)$$

einen Bestwert habe; offenbar hat er die linke Seite einer Gleichung, die aus (41) nach Multiplikation mit v_0^2 entsteht, richtig nach v_0 differenziert, auf der rechten aber v_0^2 als konstant betrachtet. In Wirklichkeit ergibt die Ableitung von (41) ebenso wie die Gleichung selbst ein Maximum der Steighöhe für den unmöglichen Wert $v_0 = 0$; nach Gleichung (16) ist aber der Abfluggeschwindigkeit durch das Verhältnis des Gewichtes zur Auftriebszahl eine untere Grenze gesetzt.)

b) Weiter zeigt (38), daß von zwei Flugzeugen mit gleicher Triebzahl und gleicher Geschwindigkeit in irgendeiner Höhe dasjenige mit der größeren Gipfelhöhe, also dem größeren Verhältnis S/G , die bessere Steigzeit besitzt. Dagegen wird bei gleicher Gipfelhöhe das Flugzeug mit der schlechteren Triebzahl schneller steigen, dafür aber nach (13) einer größeren Schraubenzugs für jedes Kilogramm des Fluggewichtes bedürfen.

c) Zum Schluß werde untersucht, welchen Einfluß eine Vergrößerung der tragenden Fläche F ohne weitere Änderung der Triebanlage oder der Flügelform auf die Gipfelhöhe hat. Zu dem Zweck zerlege man das Fluggewicht G in das Rumpfgewicht G_r und das Flügelgewicht $q \cdot F$, wobei q das Einheitsflügelgewicht (kg/m^2) bedeutet. Ferner drücke man Auftrieb- und Widerstandszahl nach (10) durch ihre Bestandteile aus und vernachlässige die Aufkomponente des Schraubenzuges; dann kann man Gleichung (13) schreiben:

$$\frac{\gamma_0}{\gamma_a} = \frac{S}{G_r + q \cdot F} \frac{\zeta_a \cdot F}{\zeta_w \cdot F + \psi \cdot f + \psi_s \cdot f_s} \quad (43)$$

und die Gipfelhöhe wird am größten für:

$$F^2 = \frac{G_r (\psi \cdot f + \psi_s \cdot f_s)}{q \cdot \zeta_w} \quad (44)$$

wie man durch Differentieren findet. Ein Flugzeug, dessen Flügelfläche F zu dem Rumpfgewicht, dem schädlichen und dem Schraubenzug, sowie dem Einheitsflügelgewicht und dem Widerstandbeiwert zu F in der Beziehung (44) steht, vermag unter sonst gleichen Bedingungen die größte Höhe zu erreichen.

d) Ebenso ist die Steiggeschwindigkeit von der Flügelgröße abhängig, weil sie nach Gleichung (38) den Faktor $K \cdot v_g$ enthält, den man wegen (13), (16) und (43) schreiben kann:

$$K \cdot v_g = K \cdot v_0 \cdot \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_a}} = \frac{v_0 f_w(\beta_g) \cdot S}{f_a(\beta_a)} = \sqrt{\frac{S \cdot g}{\zeta_a^2 \cdot \gamma_0} \left(\frac{\zeta_w}{F} + \frac{\psi \cdot f + \psi_s \cdot f_s}{F^2} \right)} \quad (45)$$

Der Ausdruck, daher auch die Steiggeschwindigkeit selbst, wird um so größer, je kleiner die Flügelfläche ist. Dieser Umstand im Zusammenhang mit der Gleichung (44) gibt beim Entwurf von Flugzeugen einige Anhaltspunkte für die Größe der tragenden Flächen.

13. Zusammenfassung.

1. Der Aufstieg von Flugzeugen wird unter der Annahme konstanten Staudruckes untersucht, im Anschluß an eine Arbeit von Alayrac.

2. Für die Abnahme der Luftdichte mit zunehmender Höhe wird eine Formel aufgestellt.

3. Das Verhalten der Luftschraube in der Fahrt wird durch Einführung des «Schraubenzugwiderstandes» anschaulich gemacht.

4. Für die Gipfelhöhe der Flugbahn und für die Geschwindigkeit beim Abfluge ergeben sich einfache Ausdrücke; dabei erweist sich der Begriff der «Triebzahl» als vorteilhaft.

5. Der Hodograph der Steigbewegung wird mit Hilfe einer vereinfachten Annahme, die sich nachträglich rechtfertigen läßt, aus den Bewegungsgleichungen abgeleitet und untersucht.

6. Die Bahnkurve des Flugzeuges wird durch eine Gleichung dargestellt, untersucht und bildlich wiedergegeben, ebenso die Barographenkurve.

7. Steigzeit und Steiggeschwindigkeit werden abgeleitet; ihr Produkt hat eine Form, die es gestattet, aus zwei Punkten einer vorgelegten Barographenkurve die Gipfelhöhe des betreffenden Fluges zu ermitteln.

8. Der Zusammenhang zwischen Leistung, Anfangsgeschwindigkeit, Triebzahl und Flügelfläche einerseits, größter Höhe und Steiggeschwindigkeit andererseits wird untersucht.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beedigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der
Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Versuchsanstalt
für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE STUTTGART

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
FREGATTENLEUTNANT A. D.,
FRIEDENAU-BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT
MÜNCHEN

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT
FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Hofrat

Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

Geh. Reg.-Rat **Dr. H. HERGESSELL**
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOLKOWSKY

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHNISCHEM HOCHSCHULE
MOSKAU

R. KNOLLER

PROFESSOR AN DER K. K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER

PROFESSOR AN DER TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

F. ROMBERG

PROFESSOR AN DER TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN — GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat **Dr. C. RUNGE**
PROF. A. D. UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dipl.-Ing. SCHAFFRAN

VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU

Dr. W. SCHLINK

PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL.
TECHNISCHEM HOCHSCHULE BRAUN-
SCHWEIG

Dipl.-Ing. SEPPELER

DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN

DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIED-
RICHSHAFEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERRVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

28. Oktober 1916.

Heft 19 und 20.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigefügt. STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet. Alle Zeitschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: Vorreiter Berlin-Steglitz.

INHALT:

Die Druckverteilung über Tragflächen nach englischen Messungen. Von Dipl.-Ing. Max Munk, Göttingen. S. 133.
Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluss von Seildehnungen auf die Kräfte. Von Dipl.-Ing. Karl Balaban. S. 137.

Hofmannsche Luftfederung für Flugzeuge. Von A. V. S. 140.
Patentschau. S. 142.
Bücher-Besprechungen. S. 143.
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 144.

Die Druckverteilung über Tragflächen nach englischen Messungen.

Von Dipl.-Ing. Max Munk, Göttingen.

Die englische Versuchsanstalt für Luftfahrt in Teddington veröffentlichte vor dem Kriege etliche wertvolle Ergebnisse von Messungen, welche Aufschluß über die Verteilung des Druckes über Tragflächen geben sollen.

Die ersten derartigen Ergebnisse enthält schon das Jahrbuch für 1911—12¹⁾, Bericht Nr. 60. Bei diesen Messungen handelt es sich um die Bestimmung der Druckverteilung über den mittleren Querschnitt allein; die Frage der Verteilung des Druckes über die Längsausdehnung des Flügels ist offen gelassen. Für die Messung stand damals nur erst der kleinere Windkanal mit einem quadratischen Querschnitt von rd. 0,61 m Seitenlänge zur Verfügung. Die Untersuchung erstreckt sich auf drei prismatische, rechteckige Tragflächen, einer ebenen Platte von rd. 1/2 mm Wandstärke, einer Tragfläche mit dem Profil »De Havilland« und einer Kombination von beiden; nämlich einer Tragfläche, deren Druckseite eben ist und deren Saugseite mit der Fläche De Havilland übereinstimmt. Entsprechend dem kleinen Kanalquerschnitt betragen die Seitenlängen des rechteckigen Umrisses bei der ebenen Platte 302 mm und bei den beiden anderen Modellen 320 mm und 64 mm. Die Windgeschwindigkeit betrug rd. 5 m/sk. Wie

allgemein bei einer derartigen Bestimmung einer Druckverteilung fanden die Messungen in der Weise statt, daß das Modell mit einer Reihe von feinen Anbohrungen versehen wird, von denen der Reihe nach je eine mit einem geeigneten Manometer in Verbindung gebracht wird. Auf den zweiten Anschluß des Manometers wirkt der statische Druck des Luftstromes, so daß man die Differenz zwischen dem statischen Druck und dem Druck an der untersuchten Stelle des Modells abliest.

Im Anschluß an den Originalbericht sind die Ergebnisse beistehend in der Weise zeichnerisch dargestellt, daß der doppelte Staudruck $v^2\gamma/g$ (wo v die Geschwindigkeit, γ das spez. Gewicht der Luft, g die Erdbeschleunigung) als Einheit gewählt wird, und der ermittelte Druck als Vielfaches des doppelten Staudruckes angegeben wird. In Fig. 1, 2 und 3 ist dann jedesmal die Druckverteilung bei dem angegebenen Anstellwinkel in der Weise aufgetragen, daß nach rechts die Entfernung des untersuchten Punktes von der Anblaskante (auf der Sehne gemessen) und nach oben der gemessene Druck aufgetragen ist. Das in Fig. 1 dargestellte Ergebnis bildet eine Ergänzung zu der Messung von Eiffel²⁾, welche sich in dem für die Flugtechnik in Betracht kommenden Bereich auf die Anstellwinkel 5°, 10° und 20° beschränkt. Allerdings bestimmt Eiffel die Verteilung über die ganze Tragfläche und nicht nur über den mittleren Querschnitt. Fig. 2 zeigt auf dieselbe Weise das Ergebnis mit dem »De Havilland«-Profil,

¹⁾ Technical report of the Advisory Committee for Aeronautics, for the year 1911—12. London 1912.

²⁾ La résistance de l'air. Paris 1910.

By

1

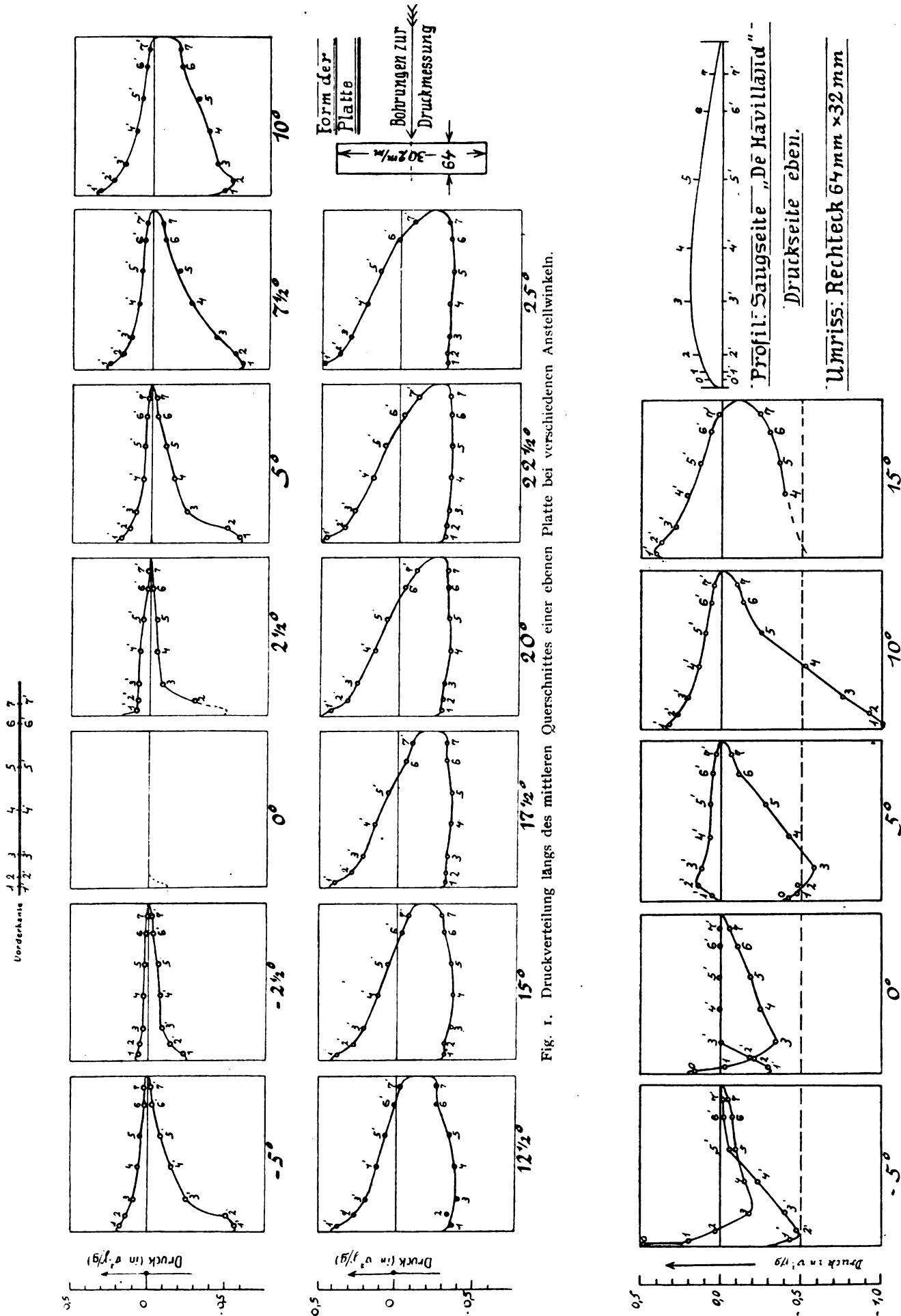


Fig. 1. Druckverteilung längs des mittleren Querschnittes einer ebenen Platte bei verschiedenen Anstellwinkeln.

Fig. 3. Druckverteilung längs des mittleren Querschnittes bei verschiedenen Anstellwinkeln.

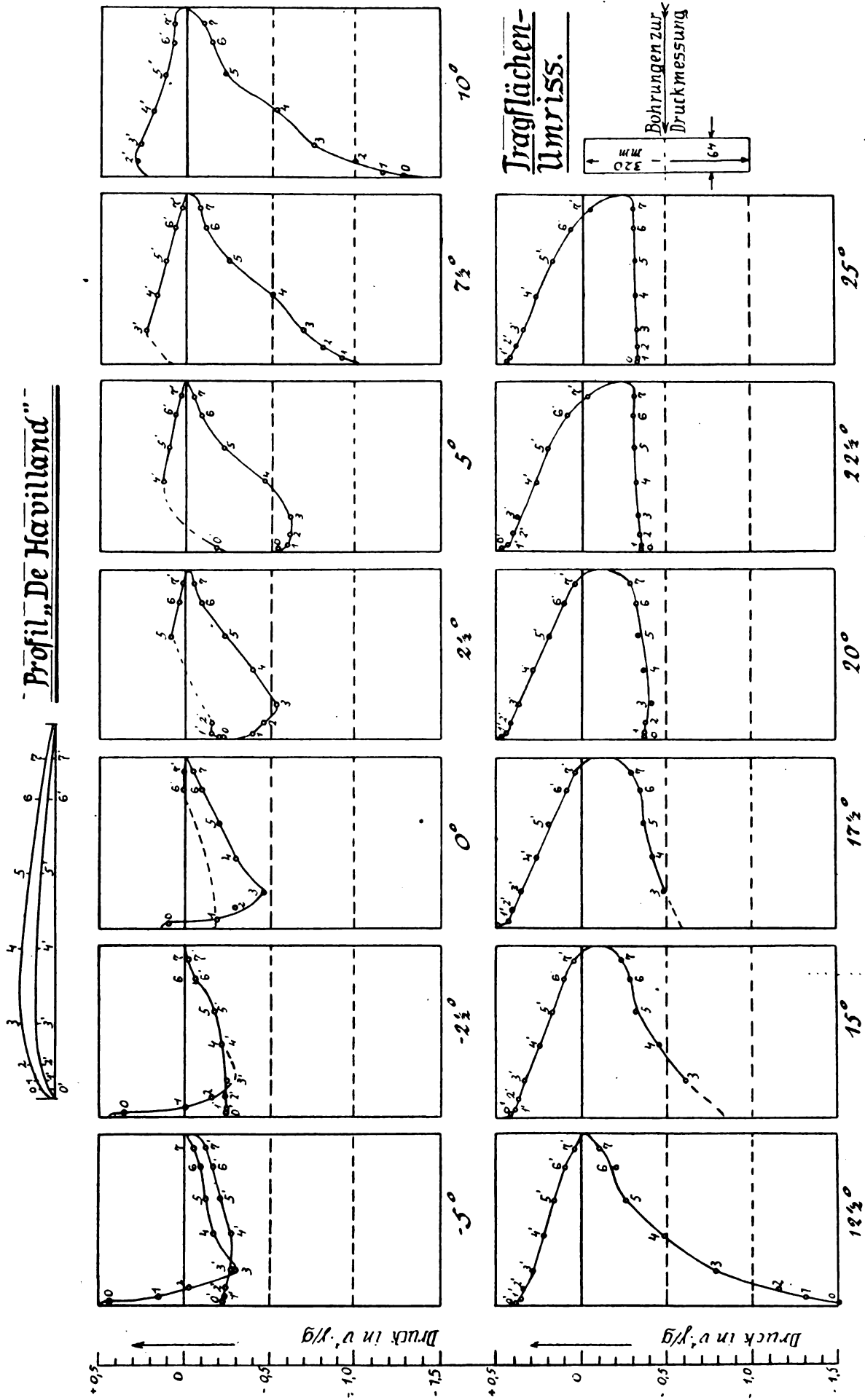


Fig. 2. Druckverteilung längs des mittleren Querschnittes bei verschiedenen Anstellwinkeln.

wie Fig. 1 mit der ebenen Platte. Von dem Modell mit kombiniertem Profil endlich sind die ermittelten Druckkurven nur für eine kleinere Zahl von Anstellwinkeln angegeben, während im Originalbericht auch für diese Messung das Ergebnis für dieselben 13 Anstellwinkel wie bei Fig. 1 und 2 mitgeteilt wird. Die angegebenen Kurven genügen, einen vom englischen Berichtersteller vertretenen Satz nachzuprüfen.

Tragfläche bei den gemessenen Anstellwinkeln. In Fig. 7 schließlich sind die sich aus der Druckmessung ergebenden Werte von Auftrieb und Widerstand (auf die Einheit der Fläche und den doppelten Staudruck reduziert) abhängig vom Anstellwinkel aufgetragen. Ferner zwei Kurven, die dieselben Größen darstellen, aber nun durch direkte Messung der Luftkräfte ermittelt. Während die Werte des Auftriebes

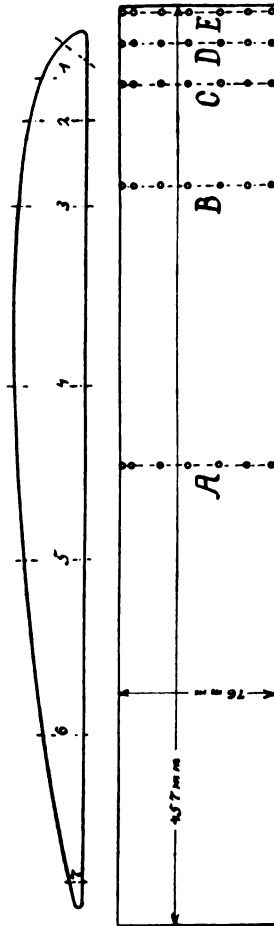


Fig. 4.
Profil und Umriss der untersuchten Tragfläche.

Dieser zieht nämlich aus den Ergebnissen seiner Messung die Folgerung, daß die Druckverteilung von Saugseite und Druckseite sich kaum beeinflussen. Wichtiger erscheint das Ergebnis — das indes auch durch reine Kräftermessung gewonnen werden kann —, daß für die flugtechnische Wirkung einer Tragfläche die Saugseite von wesentlich größerer Bedeutung ist als die Druckseite.

In ihrem Jahrbuch für 1912—13 (erschienen 1914) veröffentlicht dieselbe Versuchsanstalt ferner im Bericht 73 eine Druckverteilungsmessung, die sich nunmehr über die ganze Tragfläche erstreckt. Die Messung fand bereits im größeren Windkanal, mit einem quadratischen Querschnitt von rd. 1,22 m statt, die Windgeschwindigkeit betrug 9,15 m/sk. Fig. 4 zeigt das Profil und den Umriss der untersuchten Tragfläche und läßt die Anordnung der Bohrungen für die Druckmessung erkennen. In Fig. 5. ist die Druckverteilung genau wie oben beschrieben aufgetragen; im Gegensatz dazu und zum Originalbericht sind jedoch der Platzersparnis halber alle Kurven, die zu einem untersuchten Querschnitt gehören, übereinander gezeichnet. Um die Übersichtlichkeit zu erhöhen, ist derjenige Teil der Druckkurve, der zur Druckseite gehört, gestrichelt gezeichnet. Ferner ist bei jeder Kurve der zugehörige Anstellwinkel besonders angegeben.

Man kann aus der Druckverteilung durch entsprechende Integration über die einzelnen Querschnitte die Größe von Auftrieb und Widerstand für jeden Querschnitt finden und durch eine zweite Integration den Gesamtauftrieb und Widerstand ermitteln. Beides ist bereits von den englischen Berichterstellern ausgeführt worden. Fig. 6 zeigt die Verteilung von Auftrieb und Widerstand über die Längserstreckung der

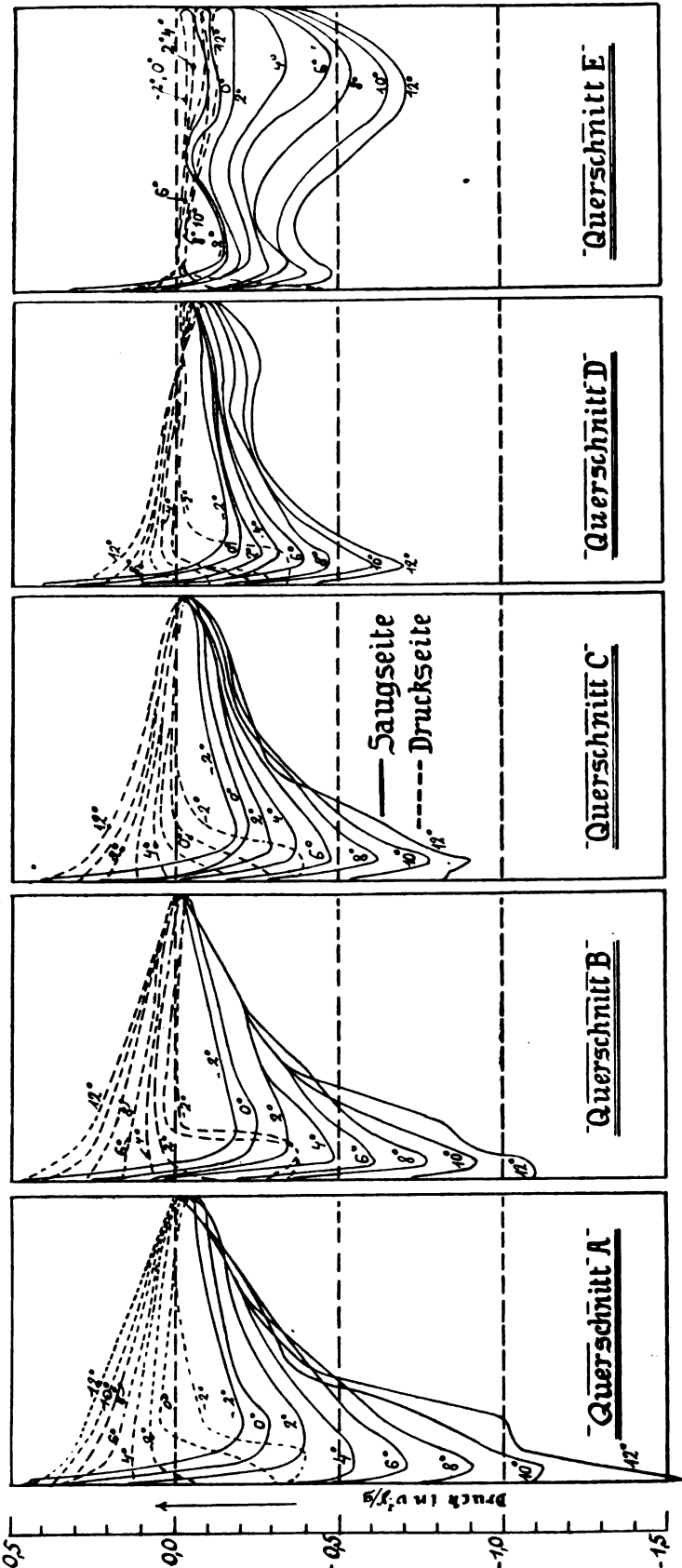


Fig. 5. Druckverteilung über eine Tragfläche bei verschiedenen Anstellwinkeln.

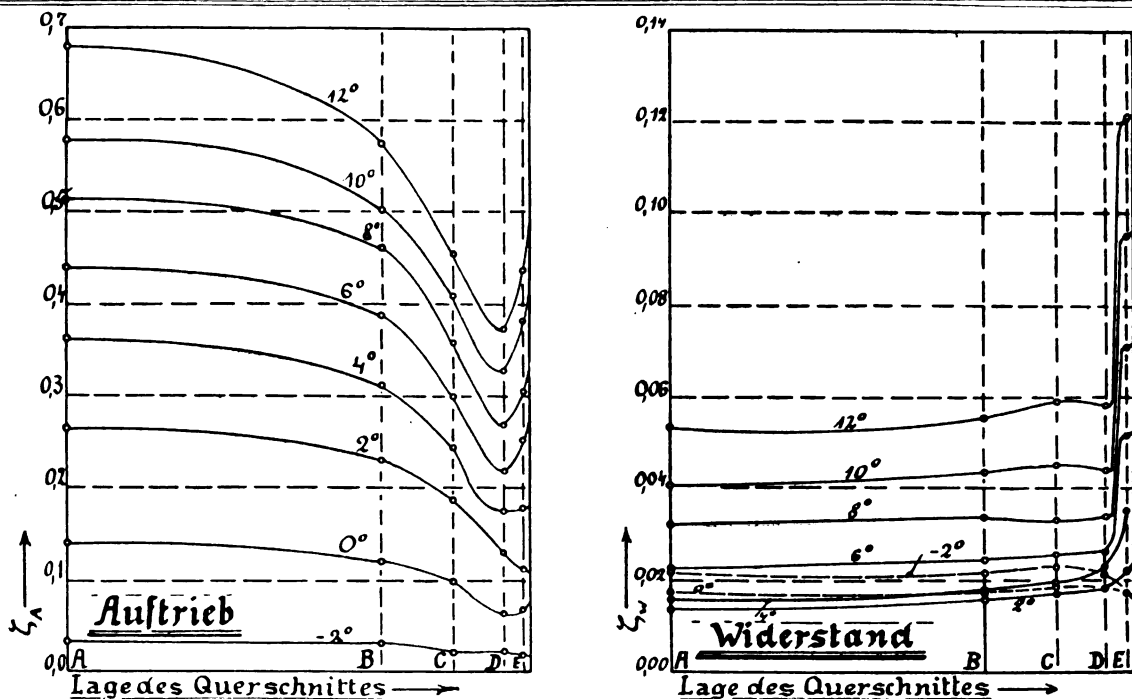


Fig. 6. Verteilung der Luftkräfte über die Ersparrung der Tragfläche.

gut miteinander übereinstimmen, ergibt sich der direkt gemessene Widerstand fast durchgehend größer, als der durch Druckmessung gefundene. Dies ist erklärlich, da die Druckmessung den Anteil des Widerstandes, der durch reine Oberflächenreibung entsteht, nicht mit erkennen läßt.

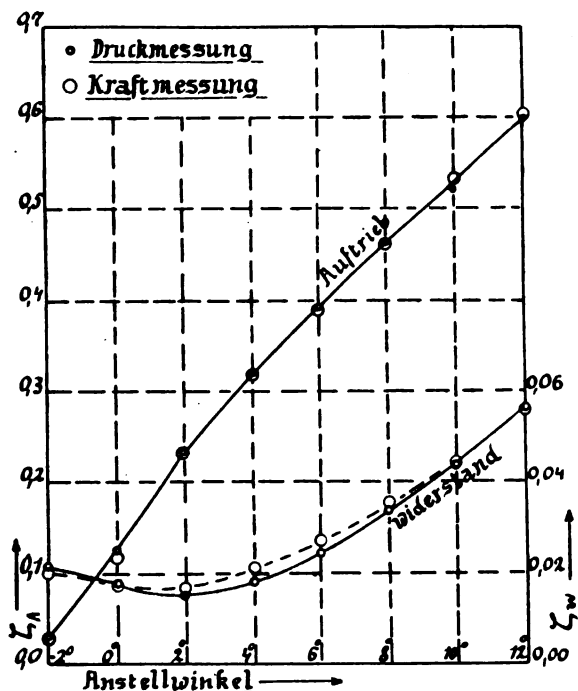


Fig. 7. Vergleich zwischen Druck- und Kraftmessung.

Die Bedeutung der Kenntnis der Druckverteilung von Tragflächen für Festigkeitsrechnungen von Flügeln liegt auf der Hand. Hierfür kann man zusammenfassend annehmen, daß der Druck in der Flugrichtung von hinten nach vorn etwa von Null zu einem Größtwert geradlinig zunimmt, also die Druckkurve als Dreieck angenommen werden kann. Quer zur Flugrichtung ist die Verteilung, von den äußersten Enden abgesehen, ungefähr elliptisch. Aber auch für die Gesamtkonstruktion bietet die Kenntnis der ungefähren Druckverteilung die Möglichkeit, den Einfluß von Änderungen des Flügelumrisses oder der gegenseitigen Lage von 2 Flügeln auf die Flugeigenschaften des Flugzeuges rechnerisch zu erfassen.

Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte.

Von Dipl.-Ing. Karl Balaban.

Die jetzt allgemein gebräuchliche Art, die Kräfte bei Doppeldeckern aufzunehmen, besteht darin, daß man mit Hilfe der Tragflächenholme Fachwerke bildet, so daß die Holme dabei die Gurte, dazwischen liegende Stützen, gewöhnlich Röhre, die Vertikalen und schließlich Drähte oder Seile die Diagonalen bilden. Da Seile aber nur auf Zug beansprucht werden können, wird es nötig, gekreuzte Diagonalen einzuführen, weil ja in diesen der Kraftsinn sich umkehrt, je nachdem die Kräfte auf das Fachwerk von unten, also im Fluge der Normaldruck, oder von oben wirken, wie das letztere dann der Fall ist, wenn das Flugzeug auf dem Boden steht und das Fachwerk nur infolge des eigenen Gewichtes beansprucht wird. Die einfachste Art der Berechnung des räumlichen Fachwerkes ist folgende: Das gebräuchliche räumliche Fachwerk kann zerlegt werden in vier ebene Fachwerke; es bilden nämlich die Tragflächenholme eines einzigen Tragdecks samt der dazugehörigen Innenverspannung ein horizontal liegendes Fachwerk, das in erster Linie durch den Stirndruck beansprucht wird; der Vorderholm der oberen Tragfläche und derjenige der unteren Tragfläche samt den Stielen und Seilen ergeben ein in der Flugrichtung vorn liegendes, durch einen gewissen Teil des Auftriebes beanspruchtes Fachwerk und das gleiche gilt von der hinten liegenden Hinterholmebene. Da aber die Holme sowohl dem vertikalen als auch dem horizontalen Fachwerk angehören, ergeben sich in ihnen Stabspannungen, die einmal vom Auftrieb, das andere Mal vom Stirndruck herrühren; daher ist für die Dimensionierung die resultierende Spannung maßgebend. Wie sich später zeigen wird, ist infolgedessen der untere Vorderholm durch die Summe der Zugspannungen beansprucht, weil er sowohl im vertikalen vorderen, als auch im horizontalen Fachwerk Zuggurt ist. In den unteren Hinterholm kommt dagegen vom vertikalen Fachwerke Zug, vom Stirnwiderstand aber Druck hinein, so daß die Differenz aus Druck und Zug für die Gesamtbeanspruchung maßgebend ist. Gleiches gilt vom oberen Vorderholm, in welchem der Druck vom vorderen vertikalen Fachwerk durch den Zug des horizontalen Fachwerkes in der Tragfläche vermindert wird, während sich im oberen Hinterholm die Druckspannungen addieren.

Eine andere Art der Berechnung des räumlichen Fachwerkes ist das mit Hilfe des Stabvertauschungsverfahrens

rens; die Zerlegung der Knotenpunktlasten kann immer nur in höchstens drei Komponenten erfolgen. Stoßen nun in einem Knoten beispielsweise vier Stäbe zusammen, so legt man die eine Diagonale, die, wie oben erwähnt wurde, immer auf Zug beansprucht sein muß, derart, daß sie Druckstab wird, d. h. die Diagonale geht vom nächsten Knoten aus und in dem fraglichen Knotenpunkt stoßen nur mehr drei Stäbe, deren Spannung unbekannt ist, zusammen. Kennt man die Stabkraft im Druckstab, so lassen sich nach Sätzen der Graphostatik auch die im entsprechenden Zugstab rechnen. Da aber die resultierenden Knotenpunktlasten unter irgendeinem Winkel angreifen, so müßte man mit drei Projektionen des Raumbauwerkes arbeiten, was sehr umständlich ist und könnte auch keine genaueren Werte der Axialkräfte erhalten, als nach dem folgenden angeführten Verfahren.

Für die Dimensionierung der Holme sind aber diese Axialkräfte allein nicht maßgebend und zwar aus folgenden Gründen: Der Auftrieb wirkt ja gleichmäßig verteilt über den ganzen Holm, beansprucht ihn daher zunächst auf Biegung. Lage der Holm nun auf den Stützen, also den Stielen, über jeder Öffnung unabhängig von dem Teil des nächsten Feldes, so wären die Biegemomente am größten in der Mitte und die Stützendrucke gleich groß, nämlich die Hälfte der Last auf diesem Felde. Nun sind aber die Holme über den Stützen aus einem Stück, d. h. sie bilden jeweils einen durchlaufenden Träger über soviel Öffnungen, als Stiele eingebaut sind. Mitunter ist dann noch ein auskragendes Trägerstück vorhanden, das auf die Lastverteilung im allgemeinen günstig einwirkt. Da die einzelnen Teile voneinander also nicht mehr unabhängig sein können, sondern sich gegenseitig beeinflussen, so ist es nötig, auch die Auflagerdrücke zu korrigieren, die ja später als Knotenpunktlasten in das Fachwerk zur Bestimmung der Axialkräfte eingeführt werden müssen.

Der Gang der Berechnung eines solchen Fachwerkes (Fig. 1) soll daher im folgenden auseinandergesetzt werden:

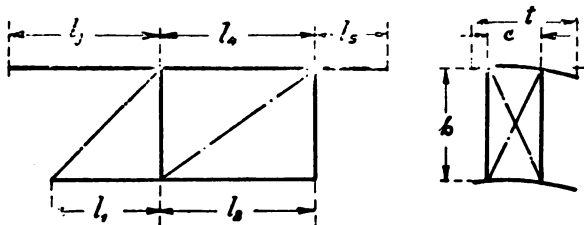


Fig. 1.

Ein Flugzeug habe eine Gesamttragfläche von $F \text{ m}^2$ und das Gewicht der voll belasteten Maschine sei $G \text{ kg}$, dann ist die Belastung der Flächeneinheit:

$$P = \frac{G}{F} \text{ kg/m}^2.$$

Die $P \text{ kg}$ können nun im Druckmittelpunkt D angreifend gedacht werden. Dieser Punkt liegt in der Regel zwischen den beiden Holmen, derart, daß die bzw. Abstände a und b sind, wenn die Holmentfernung c ist. Denkt man sich die Spiere als einen Träger über den beiden Holmen, also den Auflagerpunkten A und B , so verteilt sich P so, daß

$$A = P \frac{b}{c} \text{ kg}$$

und

$$B = P \frac{a}{c} \text{ kg}$$

ist (Fig. 2). Liegt daher D näher zum Vorderholm, so erhält

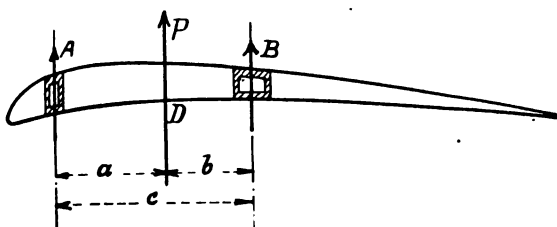


Fig. 2.

dieser mehr Druck als der Hinterholm und zwar $\frac{b}{c}$ Teile vom Gesamtdruck. Auf alle Fälle muß wieder

$$\frac{a}{c} + \frac{b}{c} = 1$$

sein. Für die Berechnung der Biegemomente braucht man nun die Holmbelastung für den laufenden Meter. Bezeichnet man mit t die Flächentiefe oder bei Flächen, die innen breiter sind und gegen außen hin abnehmen, die mittlere Flächentiefe, so ist die Belastung der ganzen Tragflächentiefe mit 1 m Breite: $P \cdot t \text{ kg}$ und daher hat der Vorderholm eine Belastung von

$$q_v = P t \frac{b}{c}$$

und entsprechend der Hinterholm

$$q_h = P t \frac{a}{c}$$

aufzunehmen.

Mit diesen Belastungen pro laufenden Meter können bereits die Biegemomente der einzelnen Felder gerechnet werden; bei frei aufliegenden Trägern ist ja das größte Moment gegeben durch

$$M = q l \cdot \frac{l}{8}$$

wenn l die Spannweite des betreffenden Feldes ist. Für das Unterdeck der Fig. 1 ergeben sich also die größten Biegemomente der beiden Felder mit den Spannweiten l_1 bzw. l_2 in deren Mitte zu

$$M_I = q \frac{l_1^2}{8}$$

und

$$M_{II} = q \frac{l_2^2}{8};$$

dabei ist für $q \dots q_v$ oder q_h zu setzen, je nachdem man die Momente für den Vorderholm oder den Hinterholm aufstellen will. Der Momentenverlauf ist eine Parabel, deren Scheitel um M_I unter der Mitte der Spannweite liegt. Nach Wahl eines Momentenmaßstabes kann man daher auch den Momentenverlauf aufzeichnen (Fläche 1, M_I , 2 bzw. 2, M_{II} 3) (Fig. 3). Es wäre also das Moment über den drei Stützen Null und in der Mitte der Felder immer am größten. Nun beeinflussen sich aber die benachbarten Felder, wodurch die Schlußlinie der Momentfläche nicht mehr 13 ist, sondern sich anders ergibt. Es entsteht nämlich über der Stütze 2 ein Moment, das sog. Stützenmoment M_2 , das negativ ist, wodurch dann der Momentenverlauf so aussieht, wie Fig. 3b zeigt. Die Berechnung dieses Stützenmomentes erfolgt mit Hilfe der Clapeyronschen Gleichung, welche lautet:

$$M_1 l_1 + 2 M_2 (l_1 + l_2) + M_3 l_2 = -\frac{1}{4} (q_1 l_1^3 + q_2 l_2^3) \quad (I)$$

Im gezeichneten Falle ist wegen der freien Auflagerung der Trägerenden (die Aufhängung am Rumpf oder an der Pyramide ist vollständig gelenkig gedacht)

$$M_1 = 0$$

und

$$M_3 = 0,$$

so daß sich die Gleichung vereinfacht auf

$$2 M_2 (l_1 + l_2) = -\frac{1}{4} (q_1 l_1^3 + q_2 l_2^3) \quad \dots (1a)$$

Wenn außer den beiden Feldern noch ein Ausleger vorhanden ist, wie das in der Regel beim Oberdeck der Fall ist, so ergibt sich das Moment über der dritten Stütze infolge des auskragenden Teiles zu

$$M_3 = -q l \frac{l}{2}$$

und die Clapeyronsche Gleichung lautet dann für das obere Tragdeck der Fig. 1 folgendermaßen

$$M_1 l_3 + 2 M_2 (l_3 + l_4) + M_3 l_4 = -\frac{1}{4} (q_3 l_3^3 + q_4 l_4^3)$$

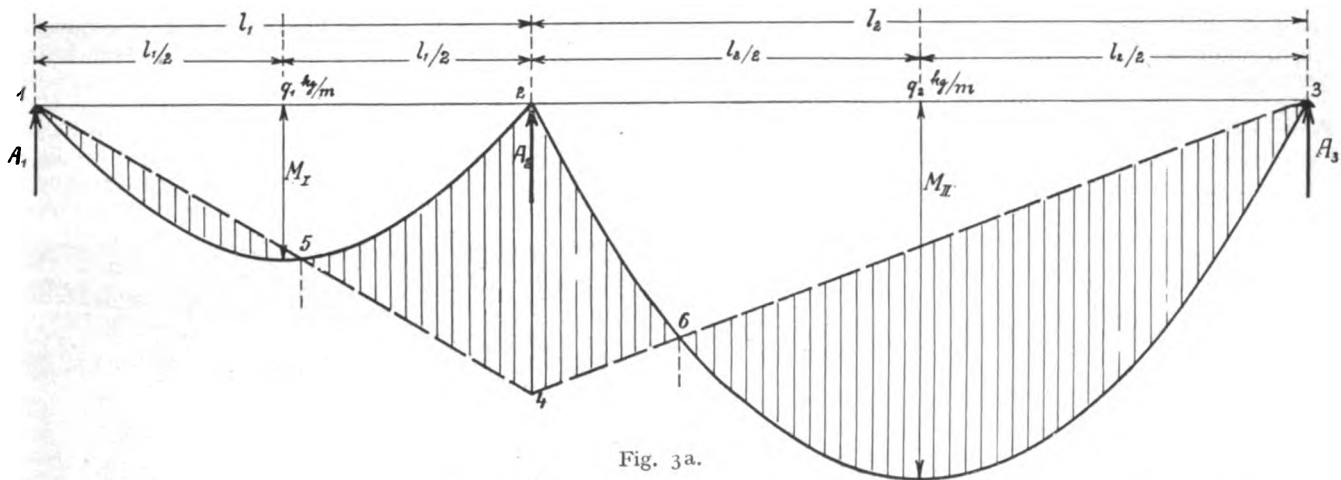


Fig. 3a.

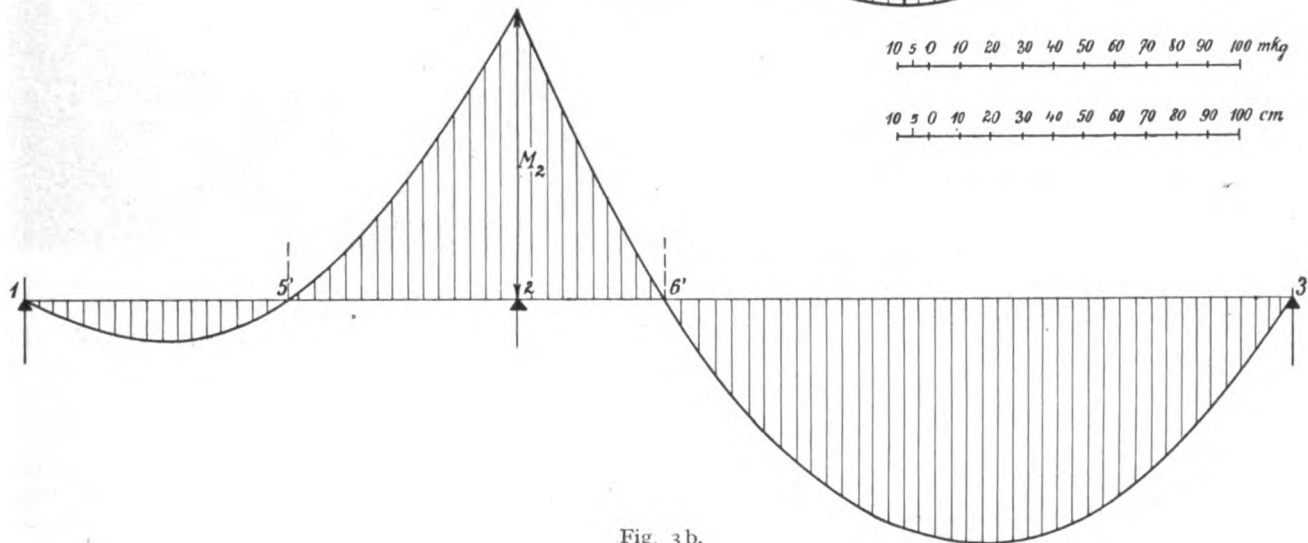


Fig. 3b.

und nach Einsetzen für M_1 (wegen der freien Auflagerung Null) und M_3 :

$$2 M_2 (l_3 + l_4) - q \frac{l_5^2}{2} l_4 = -\frac{1}{4} (q_3 l_3^3 + q_1 l_4^3)$$

Damit ist also das Moment über der mittleren Stütze vollständig berechnet und es können nunmehr daraus auch die Stützdrücke A_1 bis A_3 ermittelt werden. Dafür ergibt die Festigkeitslehre folgende Ausdrücke:

$$A_2 = \frac{q_1 l_1 + q_2 l_2}{2} - M_2 \left(\frac{1}{l_1} + \frac{1}{l_2} \right) + \frac{M_3}{l_2} + \frac{M_1}{l_1},$$

denn dieser Auflagerdruck setzt sich jeweils zusammen aus der Hälfte der laufenden Last der über dem Knoten zusammenstoßenden Felder und dem von den Stützmomenten herührenden Auflagerdruck. Daher ist der Druck der Stütze l gegeben durch

$$A_1 = \frac{q_1 l_1}{2} + \frac{M_2}{l_1} \dots \dots \dots (4)$$

und

$$A_3 = \frac{q_2 l_2}{2} + \frac{M_2}{l_2} \dots \dots \dots (5)$$

Nachdem Gleichgewicht herrschen muß, ist es notwendig, daß die Summe aller Vertikalkräfte, die Summe aller Horizontalkräfte und endlich die Summe aller Momente gleich Null ist, d. h., nachdem es ja in unserem Beispiele keine Horizontalkräfte gibt, muß (3), (4), (5) addiert Null geben:

$$\Sigma A = \frac{q_2 l_2}{2} + \frac{q_1 l_1}{2} - \frac{M_2}{l_2} - \frac{M_2}{l_1} + \frac{q_1 l_1}{2} + \frac{M_2}{l_1} + \frac{q_2 l_2}{2} + \frac{M_2}{l_2}$$

$$\Sigma A = q_1 l_1 + q_2 l_2.$$

also die aufwärts gerichteten Stützdrücke wirklich so groß wie die abwärts wirkenden Lasten, daher die Summe aller Kräfte Null.

Hat man die Auflagerdrücke auf diese Art gerechnet, so kann man damit sofort die Stabspannungen ermitteln, indem man beispielsweise einen Cremonaplan zu dem zu untersuchenden Fachwerk zeichnet.

In Fig. 1 ist ein Doppeldecker ohne Staffellung angenommen; wären aber die beiden Tragflächen gestaffelt, dann müßte erst eine Zerlegung der Knotenpunktlast in die Richtung der Spiere bzw. des Stieles vorgenommen werden. Sonst ändert sich an dem Gang der Berechnung aber nichts.

Es soll daher, um die Verhältnisse durchsichtiger zu gestalten, ein besonderer Fall durchgerechnet werden.

Ein Doppeldecker habe eine Spannweite von 11 m im Oberdeck und von 9 m im Unterdeck. Die Stielentfernung betrage

$$l_1 = 2000 \text{ mm},$$

$$l_2 = 2500 \text{ mm},$$

so daß die freie Länge des Kragträgers

$$l_5 = 1000 \text{ mm}$$

beträgt. Die Flächentiefe messe

$$t = 1800 \text{ mm},$$

der Flächenabstand sei ebenso groß

$$h = 1800 \text{ mm. (Fig. 4.)}$$

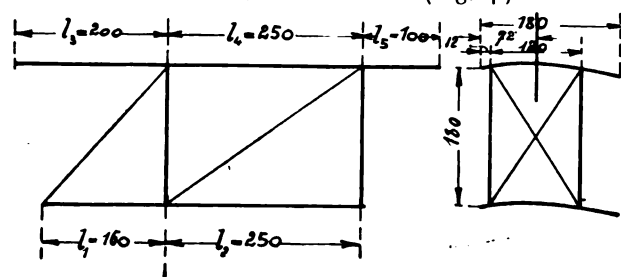


Fig. 4.

Ferner soll der Vorderholm um 120 mm vom Vorderrand abstehen, während die Holmentfernung 1200 mm beträgt. Rechnet man mit einer Lage des Druckmittelpunktes in einer Entfernung von $\frac{2}{5} t$ vom Vorderrand, so liegt er 720 mm von der Anblaskante entfernt. In diesem Falle sind daher die Holme symmetrisch zur Druckmittelrichtung, derart, daß beide gleich stark belastet werden. Wenn dies nicht der Fall wäre, dann müßte man eben die weitere Berechnung einmal für den Vorderholm, das andere Mal für den Hinterholm ausführen; am Rechnungsgang aber ändert sich nichts. Setzt man das Gewicht der vollbelasteten Maschine mit 1200 kg ein, so ist die Belastung pro Flächeneinheit

$$P = \frac{1200}{34,6} = 34,8 \text{ kg/m}^2,$$

da ja das Tragflächenausmaß (11 + 8,2) 1,80 = 34,6 m² beträgt. Die Belastung pro laufenden Meter Tragfläche ist damit

$$Pt = 34,8 \cdot 1,8 = 62,6 \text{ kg/m},$$

also kommt auf jeden Holm

$$q_v' = q_h' = 31,3 \text{ kg/m}.$$

Rechnet man mit fünffacher Sicherheit, so hat man als Belastung

$$q_v = q_h = 156 \text{ kg/m}$$

in die Rechnung einzuführen. Die Belastung der Felder im Oberdeck beträgt:

$$Q_3 = q l_3 = 156 \cdot 2 = 312 \text{ kg}$$

$$Q_4 = q l_4 = 156 \cdot 2,5 = 390 \text{ kg}$$

$$Q_5 = q l_5 = 156 \cdot 1 = 156 \text{ kg}.$$

Die des unteren Tragdeckes:

$$Q_1 = q l_1 = 156 \cdot 1,6 = 250 \text{ kg}$$

$$Q_2 = q l_2 = 156 \cdot 2,5 = 390 \text{ kg}.$$

(Fortsetzung folgt.)

Hofmannsche Luftfederung für Flugzeuge.

Von A. V.

J. Hofmann in Genf konstruierte eine neue Federung, welche auf der Anwendung von verdichteter Luft beruht. Die Bereifung der Räder mit Pneumatiks wird bei Flugzeugen damit entbehrlich.

Die Hofmannsche Luftfederung wurde zunächst für Automobile konstruiert, und nachdem sich hierbei diese Federung nach vielfachen Verbesserungen bewährt hatte, wurde diese Luftfederung als Ersatz der Gummizüge oder Stahlfedern an Anlaufgestellen von Flugzeugen versucht. Hierbei hat sich diese Luftfederung ebenfalls auf das beste bewährt und nicht nur die Gummizüge, sondern auch die Pneumatiks der Anlaufräder ersetzen können.

Bekanntlich sind bereits früher Luftfederungen für Flugzeuge versucht worden, so an den französischen Eindeckern »Antoinette« und »REP.« und den Albatros-Eindeckern von 1910.

Die Konstrukteure dieser Flugzeuge benutzten jedoch für ihre Luftfederung Zylinder und Kolben und hatte dadurch große Schwierigkeiten mit der Abdichtung. Hofmann verwendet geschlossene Gummibälle. Kolben oder andere Dichtungen kommen daher in Fortfall.

Verdichtete Luft ist bekanntlich die beste Feder. Der Grund, warum die Luft als Federungselement der Stahlfeder unbedingt überlegen ist, beruht nicht nur in ihrer größeren Elastizität und dem Vermögen, als Element ohne Masse resp. fast ohne Masse, also auch praktisch ohne Trägheit, jeder Geschwindigkeit zu folgen, sondern ist insbesondere in der Eigenschaft zu suchen, daß man die Widerstandszunahme der Luftfederung nach Belieben gestalten kann, während der Widerstand der Blattfeder stets in genauem Verhältnis zu der Belastung, für welche sie bestimmt ist, anwächst.

Die früheren Versuche, die Luft als Federungselement zu verwenden, beruhten stets auf dem Prinzip, durch eine Kompression der Luft den Widerstand der Federung zu erzeugen, wodurch einerseits die Luft zu stark zusammengedrückt wurde, andererseits auch die Widerstandszunahme der Luftfederung,

wie bei der Stahlfederung, an bestimmte Gesetze gebunden war. Dazu kamen noch die Schwierigkeiten der Abdichtung der Kolben in den Luftzylindern.

Die Konstruktion der neuen Luftfederung von Hofmann ist die folgende: Zwischen der Radachse und dem Fahrgestell der Flugzeuge sind Luftsäcke eingeschaltet, die in einem Gehäuse aus Stahlblech oder Metall angeordnet und abgestützt werden. Die Bewegungen der Achse beim Anlaufen

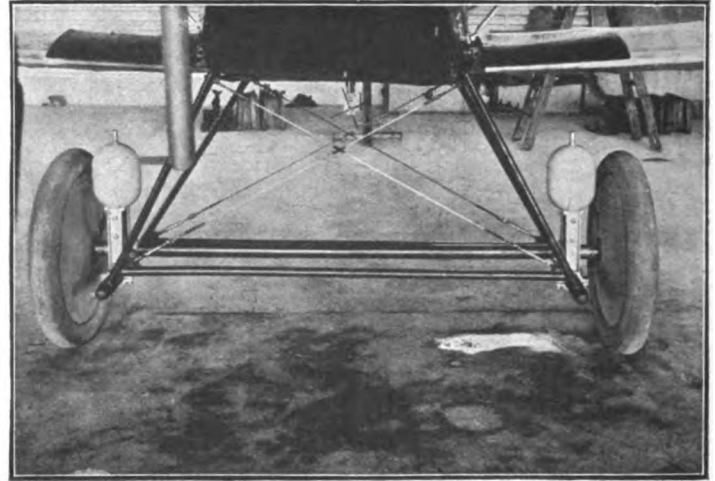


Fig. 1.

oder beim Landungsstoß werden durch pilzförmige Scheiben oder Kolben auf die Luftsäcke übertragen, wobei diese Kolben mehr oder weniger in die Luftsäcke, diese mehr oder weniger einbauchend, eindringen. Je größer diese Eindringung ist, desto größer wird auch der von der Preßluft ausgeübte Widerstand. Die Zunahme des Widerstandes und damit die Tragfähigkeit der Federung beim Eindringen des Kolbens wird dadurch erreicht, daß sich die auf den Kolben wirksame Quer-

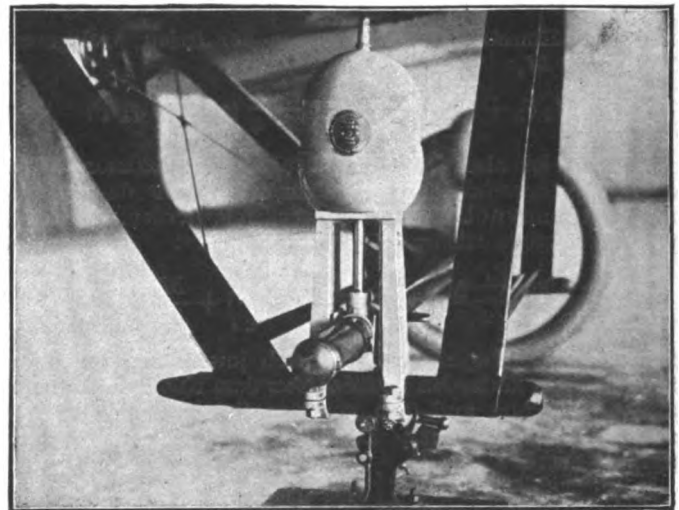


Fig. 2.

schnittsfläche der Preßluft in Druckrichtung des Kolbens erweitert, je tiefer der Kolben in den Luftsack eindringt. Das den Luftsack abstützende Gehäuse erweitert sich demnach in der Druckrichtung des Kolbens, wobei dann der eindringende Kolben eine im Durchmesser zunehmende Druckfläche von der Gehäusewand abhebt. Man kann durch diese Anordnung eine genügende Erhöhung des von der Preßluft auf die Radachse ausgeübten Widerstandes ohne bedeutende Erhöhung des Druckes der Preßluft erreichen (Fig. 5).

Der Fortfall der Dichtungen und diese allmähliche Zunahme der Druckfläche ist das neue und vorteilhafte Prinzip der Hofmannschen Luftfederung gegenüber den bisher erwähnten älteren Luftfederungen mit Kolbendichtungen und gleichbleibendem Kolbenquerschnitt.

Die Abbildung Fig. 1 zeigt das Fahrgestell eines Flugzeuges mit Luftfederung System Hofmann, und zwar an einem normalen zweiseitigen Doppeldecker, von vorn gesehen. Fig. 2 zeigt das gleiche Fahrgestell, von der Seite gesehen, mit abgenommenem Rad, so daß das Gehäuse für die komprimierte Luft und die Führung für die Achse mit der Kolbenstange gut sichtbar sind. Fig. 3 ist eine schematische Zeichnung, Fig. 4 eine Schnittzeichnung. Fig. 5 zeigt die verschiedenen Stellungen der Membrane und die allmähliche Zunahme der Druckfläche.

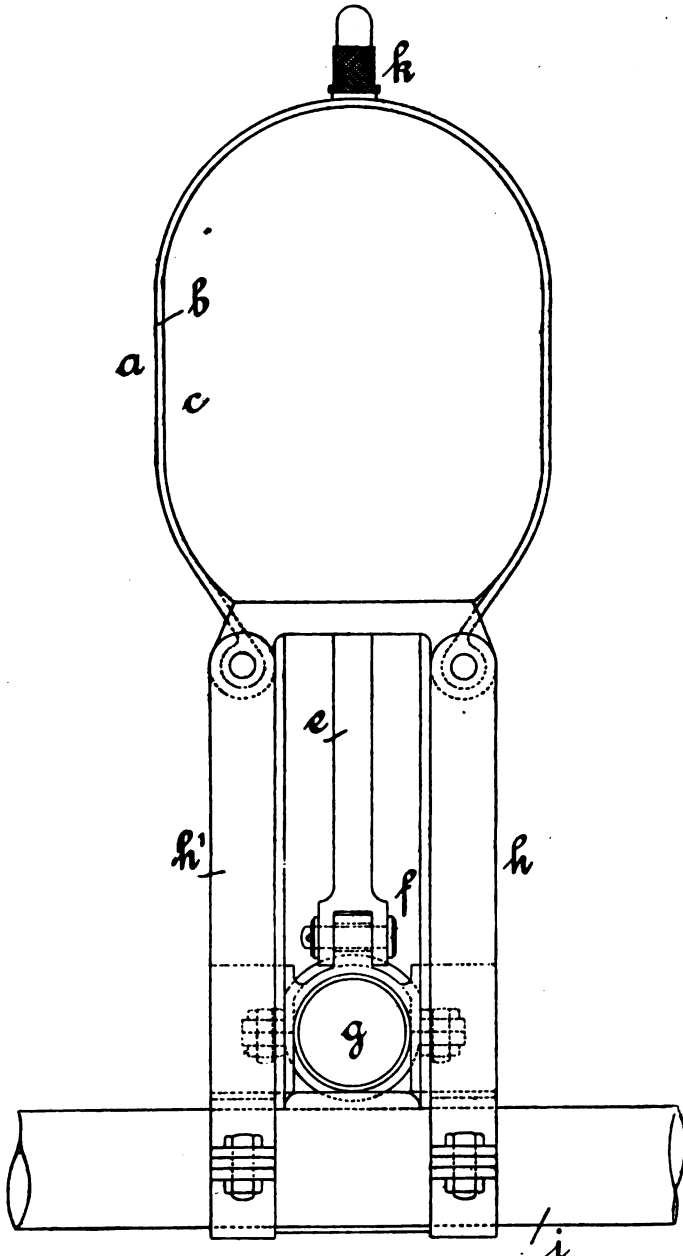


Fig. 3.

Das Gehäuse *a* aus Stahlblech oder Aluminium enthält den Luftsack (Luftmembrane) *b*, welche eine etwas langgezogene Hohlkugel darstellt. In dieser Membrane aus starkem Gewebe nach Art der Einlage (Karkasse) in den Pneumatikmänteln befindet sich der Luftball *c*, der den Schlauch der Pneumatik ersetzt. Von unten drückt gegen die Membrane *b* der pilzförmige Kolben *d*, der auf der Kolbenstange *e* sitzt, die bei *f* eine Führung für die Achse *g* der Räder bildet. Die Führung *f* gleitet zwischen den Schienen *h, h₁*; mittels dieser ist der Hohlkörper *a* an dem Schuh bzw. den Stielenden des Fahrgestells befestigt. Durch das Ventil *k* wird Luft in den Gummiball *c* gepumpt, und zwar beträgt der normale Druck ca. 4 Atm. Wie die Abbildungen Fig. 1 u. 2 und die Zeichnungen Fig. 3 u. 4 erkennen lassen, ist der Hub (Federweg) wesentlich länger als bei den bisher üblichen Fahrgestellen mit Gummizügen oder Stahlfedern, und zwar beträgt der Federweg

160 mm (gegen 100 mm bei den bisherigen Federungen mit Gummizügen).

Das Gewicht der Hofmannschen Luftfederung nach den Abbildungen Fig. 1 u. 2 beträgt ca. 12 kg pro Garnitur (zwei Federungen). Es läßt sich aber die Konstruktion noch wesentlich leichter ausführen. Die Abbildungen Fig. 1 u. 2 zeigen die

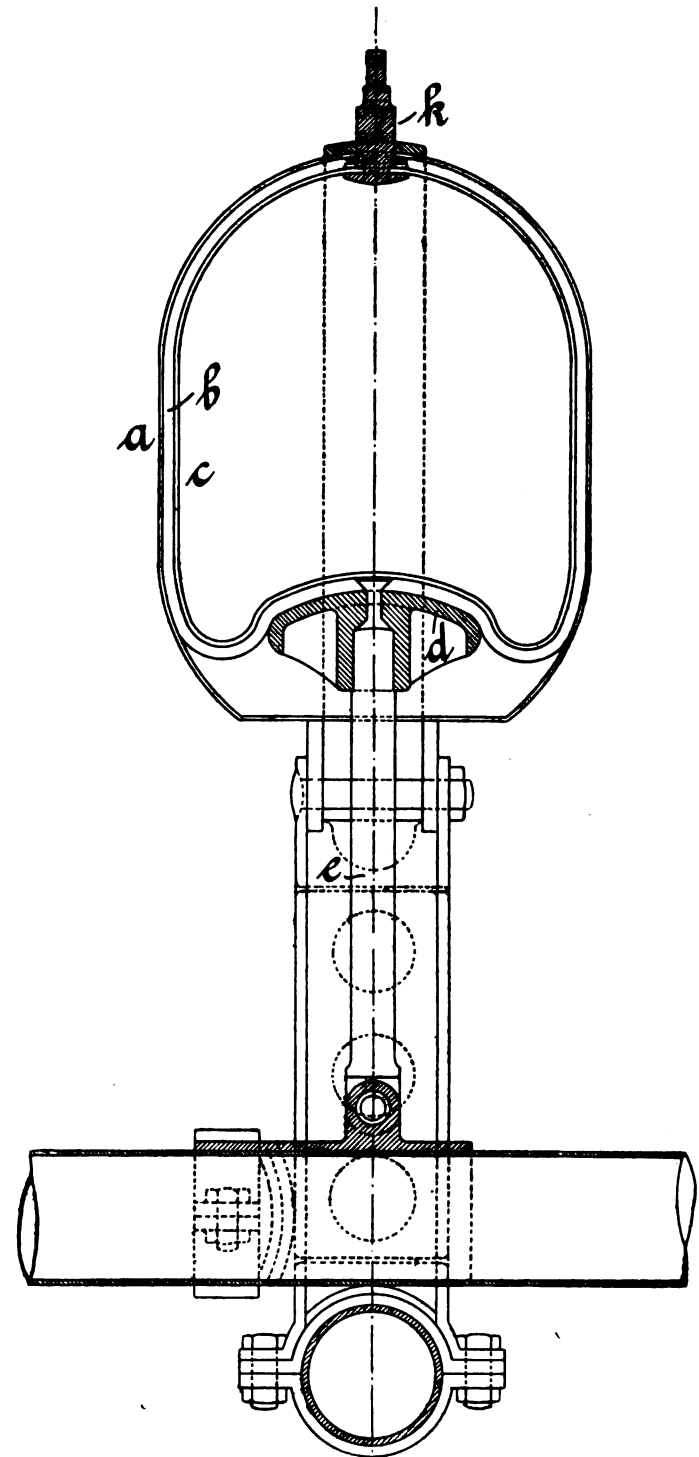


Fig. 4.

Einrichtung, wie sie nachträglich an einen normalen zweiseitigen Doppeldecker der Schweizer Militärfliegerschule angebaut wurde. Das Fahrgestell ist also im wesentlichen das gleiche geblieben wie bei Anwendung von Gummizügen. Wird das Fahrgestell von vornherein für die Hofmannsche Luftfederung konstruiert, so fallen die verhältnismäßig schweren Befestigungsschellen fort, die unteren Kufen und auch die Stiele können kürzer und leichter werden. Die Abbildungen zeigen auch, daß die Räder mit Pneumatikreifen ausgerüstet sind, es sind jedoch mit dem gleichen Flugzeuge und mit anderen Flugzeugen Versuche mit holzbereiften Rädern ge-

macht worden, wobei sich herausgestellt hat, daß das Anfahren ebenso sanft vonstatten ging und auch der Landungsstoß nicht stärker fühlbar war, wie bei Rädern mit Pneumatiks. Es traten auch keinerlei Deformationen weder an den Achsen, Rädern noch an den Stielen des Fahrgestells auf, obwohl absichtlich harte Landungen herbeigeführt wurden. Damit ist bewiesen, daß die Hofmannsche Luftfederung die Pneumatikbereifung der Anlaufräder vollständig ersetzt. Es genügen Räder mit Holzbereifung oder ohne jede Bereifung, also einfache Stahlfelgen. Es können dann auch keine Pneumatikdefekte vorkommen, denn die Membranen und Luftbälle der Hofmannschen Luftfederung liegen in den Hohlkörpern geschützt. Dadurch werden nicht nur Reparaturen erspart, sondern schon in der Herstellung der Flugzeuge werden wesentliche Ersparnisse erzielt, vor allem an Gummi, da eine Membrane nur ca. 300 g Gummi enthält.

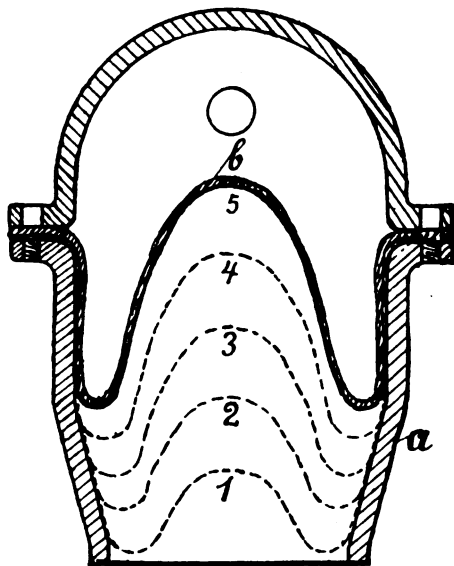


Fig. 5.

Schon bei Anwendung der Hofmannschen Luftfederung für Automobile hat sich gezeigt, daß die Abnutzung der bewegten Teile und der Membrane mit Gummiball eine sehr geringe ist. Im Droschenbetriebe, wobei bekanntlich die Pflege der Fahrzeuge keine gute, die Benutzung eine sehr starke, und zwar namentlich bei schlechtem Wetter ist, ergab sich, daß ein Gummiball ca. 60000 km aushält, eine Membrane 20000 km. Bei Flugzeugen ist ja die Anlaufstrecke sehr kurz, die Auslaufstrecke gewöhnlich noch kürzer, daher dürfte die Hofmannsche Luftfederung an Flugzeugen eine praktisch unbegrenzte Benutzungsdauer ergeben.

Das Gesamtgewicht des Flugzeuges wird bei der Hofmannschen Luftfederung nicht vermehrt, eher vermindert, wenn das Flugzeug im vornherein für diese Luftfederung konstruiert wird. Für das Gewicht der Luftfederung werden nicht nur die Gummizüge und deren Befestigungen mit den Sicherheitskabeln erspart, sondern auch die Pneumatiks, denn glatte Laufelgen sind nicht schwerer als Felgen für Pneumatikreifen.

In der gezeichneten Ausführung bringt diese Art der Federung einen größeren Luftwiderstand des Fahrgestelles mit sich. Dies läßt sich bei richtiger Konstruktion vermeiden, und dieser Nachteil fällt fort.

Der Hauptwert der Erfindung von Hofmann liegt aber in der Betriebssicherheit gegenüber Fahrgestellen mit Pneumatikrädern, die bekanntlich häufig beim Landen defekt werden, namentlich wenn das Flugzeug seitlich gleitet. Es sind mit einem Flugzeug absichtlich Versuche gemacht worden mit einer defekten Membrane, so daß eine Membrane den ganzen Landungsstoß allein aufnehmen mußte. Auch hierbei ist das Flugzeug glatt gelandet, ohne daß die Tragflächen den Boden berührten. Da eine Arretierung vorgesehen ist, kann auch bei geplatzter Membrane der Kolben nicht aus dem Gehäuse gleiten, und die Achse bleibt in ihrer Führung.

Einen Vorteil hat noch die Hofmannsche Luftfederung, indem die Federkraft, je nach dem Gewicht des Flugzeuges

bzw. der Nutzlast, reguliert werden kann; man pumpt je nach der Belastung mehr oder weniger Luft in den Gummiball.

Für schwere Flugzeuge (Großflugzeuge und Riesenflugzeuge) kann man mehrere Gehäuse und Membranen anwenden oder größere Gehäuse konstruieren, so daß also die größere Last von entsprechend größeren Flächen aufgenommen wird. Es braucht also auch bei Großflugzeugen der Luftdruck nicht gesteigert zu werden.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37 f. 4. S. 44 473. Befestigung und Auflagerung des Zelttuches an Luftschiffhallen. Fa. B. Seibert, Saarbrücken. A 12. 10. 15. E 9. 12. 16.

46 a. 22. W. 44 118. Explosionskraftmaschine mit entgegengesetzt zur Kurbelwelle umlaufenden Zylindern, insbesondere für Flugzeuge. Hans Windhoff, Dipl.-Ing., Berlin-Schöneberg, Benignenstr. 21/22. A 12. 1. 14. E 9. 12. 16.

46 b. 2. K. 58 171. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern. Wilhelm Kieling, Frankfurt a. M., Franken-Allee 89. A 10. 3. 14. E 12. 12. 16.

46 c. 15. F. 36 709. Verbrennungskraftmaschine für Flugzeugmodelle mit als Pumpe benützem Arbeitszylinder, bei welcher der Arbeitskolben den zur Erwärmung des Glühzünders nötigen Brennstoff dem Brenner zuführt. W. Joseph Zenker, Dresden-Mockritz, Lessingstr. 6. A 19. 6. 13. E 9. 12. 16.

46 c. 21. V. 13 166. Befestigungsweise für auswechselbare Kühlelemente bei Kühlern, insbesondere für Explosionsmotoren. Christian Veil, Besigheim. A 6. 8. 15. E 3. 12. 16.

46 c. 21. S. 40 837. Kühler aus Aluminiumrohren. Süddeutsche Kühlerfabrik, Feuerbach-Stuttgart. A 8. 12. 13. E 12. 12. 16.

77 h. 9. A. 24 299. Schwimmer für Wasserflugzeuge, der während des Fluges mittels einer innenliegenden gelenkigen Versteifung zur Verminderung des Luftwiderstandes zusammengefalzt werden kann. Ch. H. M. A. Alderson, Farnborough, Engl.; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 16. 7. 13. Großbritannien 11. 4. 13. E 3. 12. 16.

Patenterteilungen.

37 f. 8. 294 127. Lagerung für eine drehbare Luftschiffhalle ohne Boden, die auf einem Doppel-Schienenkranz läuft. Franz Czech, Dortmund, Alexanderstr. 29. 4. 9. 13. C. 23 821.

37 f. 652 827. Zelt für Flugzeuge und ähnliche Zwecke. Fröhlich & Wolff, Cassel. 8. 8. 16. F. 34 311.

37 f. 8. 294 456. Luftschiffhalle über kreisförmigem Grundriß. Luftschiffsantrieb Ges. m. b. H., Berlin. Zus. z. Pat. 259 380. 16. 3. 13. L. 36 286.

46 c. 27. 294 675. Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 25. 4. 15. B. 794 12. V. St. Amerika 10. 9. 14.

46 c. 4. 294 411. Vorrichtung zur Verbindung von Wassermantel und Stahlzylindern bei mehrzylindrigen Explosionsmotoren. Giovanni Alberto Maffei, Turin, Italien. 1. 2. 16. M. 59091. Italien 18. 2. 15.

46 a. 9. 295 002. Explosionskraftmaschine mit mehreren sternförmig angeordneten Zylindern. Reinhold Brätsch, Berlin-Treptow, Rethelstr. 2. 6. 8. 15. B. 79 946.

46 c. 582 233. Elektrischer Anlasser usw. Ernst Eisemann & Co. G. m. b. H., Stuttgart. 20. 8. 13. E. 19 569. 16. 8. 16.

77 h. 653 002. Absturz-Verhinderungs-Vorrichtung für Gasluftschiffe. Carl Hergt, Apolda i. Thür. 9. 8. 16. H. 72 182.

77 h. 653 248. Steuerräder für Luftfahrzeuge. Klaub & Sachtleben, Magdeburg. 5. 7. 16. K. 68 409.

77 h. 653 250. Propeller, insbesondere für Freiballons. Martin Kaiser, Diedenhofen. 5. 8. 16. K. 68 590.

77 h. 652 679. Verbindungsstück für Flugmodelle, insbesondere deren Flügelholme. Otto Zimmermann, Wolfenbüttel. 11. 8. 16. Z. 10 891.

77 h. 652 725. Am Steuerrad befestigter Handkälteschützer mit am Handgelenk dicht schließender Polsterung. Dr.-Ing. Eugen Essich, Stuttgart, Hohenheimerstr. 77. 14. 2. 16. E. 22 292.

77 h. 652 739. Auspufftopf für Flugzeuge. Fa. Max Hirschfelder, Berlin-Weißensee. 29. 7. 16. H. 72 097.

77 h. 5. 294 168. Bajonettförmige Befestigung von Tragdeckenholmen für Flugzeuge. Gustav Schulze, Burg b. Magdeburg. Bruchstr. 17. 6. 8. 15. Sch. 48 922.

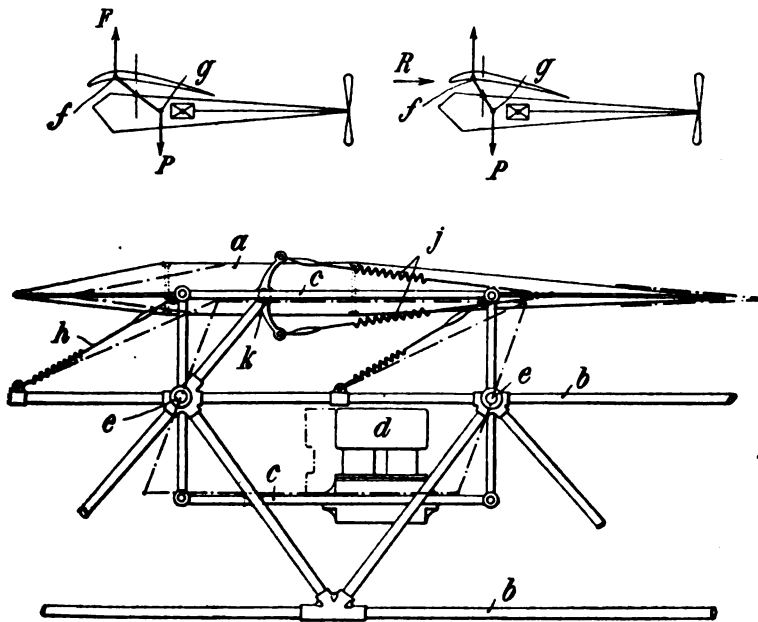
77 h. 15. 294 241. Zum Abwerfen mehrerer Bomben bestimmte Bombenwurfvorrichtung für Flugzeuge. Robert Wörner, Berlin-Johannisthal. 12. 10. 12. W. 45 121.

Auszüge aus den Patentschriften.

291177. Flugzeug, bei welchem gleichzeitig mit der selbsttätigen Verstellung der Tragflächen eine Verlegung des Schwerpunktes durch eine Gewichtsverschiebung erfolgt. Ernest Coulon in Paris. — Die Stabilität in der Längsrichtung wird durch selbsttätige und gleichzeitige Verstellung der Tragflächen und des Schwerpunktes bewirkt. Die Tragflächen und die Nutzlast (Motor und Propeller) sind an den gegenüberliegenden Seiten eines gelenkig befestigten Parallelogramms angeordnet, dessen andere Seiten gegen den Flugzeugrahmen hin und her schwingen können.

Einer Zunahme des Widerstandes R gegen den Vortrieb entspricht unter der Tragfläche eine größere Reaktion F . Um diese Kraftänderung auszugleichen, werden die Tragflächen derart angeordnet, daß durch das Wachsen des Widerstandes R gegen den Vortrieb eine entsprechende Verstellung der Tragflächen und der Nutzlast P gegen den Längskörper herbeigeführt wird. Die Verstellungen der Angriffspunkte f und g der Kräfte F und G führen die Stabilisierung herbei.

Die Tragflächen a werden an dem Oberteile eines Rahmens c angeordnet, welcher ein gelenkiges Parallelogramm mit Bezug zu dem Hauptlängskörper b bildet. In dem Unterteile des Rahmens c ist andererseits der Motor d und die verschiedenen Teile, die zum Motor gehören, gelagert. Der Rahmen c kann um die Achsen e schwingen, so daß, wenn der Widerstand gegen den Vortrieb wächst und die Tragflächen das Bestreben haben, zurückzubleiben, der gelenkige Rahmen c in die strichpunktierte Lage kommt.



Zu Nr. 291177.

Federn h von veränderlicher Spannung sind zwischen dem Gerippe b des Flugzeuges und dem gelenkigen Rahmen c angeordnet und dienen dazu, den Rahmen normal in der in vollen Linien dar-

gestellten Stellung nach Fig. 3 zu halten. Wenn unter der Einwirkung der äußeren Kräfte der Rahmen sich so neigt, daß die Tragflächen a sich nach rückwärts verstellen und der Motor d zum Ausgleich dieser Wirkung nach vorwärts verstellt wird, werden die Federn h gespannt.

289373. Bootsrumf für Wasserflugzeuge in Fischform mit Flachboden und flachen Seitenwänden. John Dale Cooper in Bridgeport, V.St.A. — Der Boden 2 ist mit einem Kiel 3 versehen, der einen aus dem Rumpfboden heraus tretenden Körper von $_$ -förmigem Querschnitt bildet, der in der Längsrichtung gegen unten ausgebaucht ist. Die Höhe des Kieles nimmt ungefähr von der tiefsten Stelle des Rumpfbodens aus nach vorn und hinten ab, so daß der Kielboden nahe der Rumpfspitze und etwa in der Längsmittle des von der tiefsten Bodenstelle an beginnenden Rumpfhinterteils in den Rumpfboden übergeht. Dabei besitzt der Kiel an der vorderen Übergangsstelle seine größte Breite, während er an der hinteren Übergangsstelle spitz ausläuft. Dieser Kiel dient dazu, das Flugzeug auf dem Wasser im Gleichgewicht zu halten, die Wasserverdrängung zu vermindern und das Erheben des Flugzeuges über die Wasseroberfläche zu erleichtern, während er beim Niederlassen auf das Wasser den Stoß auffängt, so daß der flache Boden einen verminderten Widerstand antrifft. Die an seinen Längsseiten entstehenden Kanäle 4 lassen ein ungehindertes Abströmen des Wassers zu, so daß das Abheben des Rumpfes vom Wasser beim Aufflug bedeutend erleichtert wird. Zu diesem Zweck sind Luftrohre 5 vorgesehen, welche durch den Rumpf hindurch sich bis in die Kanäle 4 erstrecken, und deren obere, nach vorn gerichtete Enden Lufttrichter 6 tragen. Die durch genannte Rohre bei der Vorwärtsbewegung des Flugzeuges auf dem Wasser streichende Luft streicht am Boden des Flugzeuges entlang und vermindert den Widerstand. Ferner dient die in dem Augenblick des Aufstieges vom Wasser durch genannte Rohre einströmende Luft dazu, die Saugwirkung des Wassers zu überwinden.

Bücher-Besprechungen.

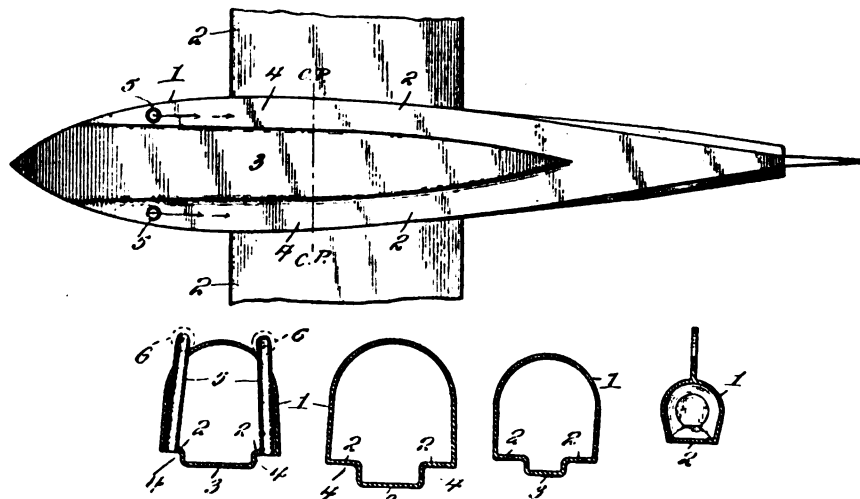
Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Technisches Hilfsbuch. 3. Auflage 1916. Herausgegeben von Schuchardt & Schütte. Kommissionsverlag Julius Springer, Berlin W. 9. Kleinoktav. 396 S. mit Textabbildungen. Preis: geb. M. 2,—.

Smithsonian Miscellaneous Collections. Volume 62, Number 5, **Dynamical Stability of Aeroplanes.** (78 S. mit 18 Textabbildungen.) Von J. C. Hunsaker, T. H. Huff, S. B. D. W. Douglas, S. B. H. K. Chow, S. U. tud V. E. Clarc, Captain, U. S. Army. Published by the Smithsonian Institution 1916. Besprechung folgt.

Das U-Boot. Motortauchschiff. Die technische Entwicklung und Anwendung der Unterseeboote, ihrer Motoren, Torpedos usw. in gemeinverständlicher reichillustrierter Darstellung nach Einzelberichten der Fachzeitschrift »Motorschiff und Motorboot«. Redaktion: Patent- und Zivilingenieur Jul. Küster. Verlag: Klasing & Co. G. m. b. H., Berlin W. Folio, 102 S. mit 108 Textabbildungen. Preis: Geheftet M. 3.

Das „Offizierhaus“. Spezial-Zeitschrift zur Wahrnehmung der wissenschaftlichen Interessen des deutschen Offizier-Standes. Amtliche Zeitschrift des Bundes deutscher Offiziersfrauen Verlag: Banz-



Zu Nr. 289000.

kaff & Hucklmetz, G. m. b. H. Berlin SW. 17. Aus dem Inhalt von Heft 20, Flug- und Automobiltechnisches Sonderheft: Das Abwerfen von Geschossen aus Flugzeugen, Das Maschinengewehr im feindlichen Flugzeug.

Großer Bilderatlas des Weltkrieges. Erster Band. Mit einem Vorwort von Hermann Konksbrück. Verlag: F. Bruckmann, A.-G. München 1915. Großfolio, 407 S. mit 1000 Abbildungen, Karten und Urkunden. Preis: gebunden M. 25.

Das Werk ist eine Geschichte des Krieges in Bildern. Die Bilder beginnen mit dem Attentat auf den österreichischen Thronfolger Erzherzog Franz Ferdinand und der Mobilmachung in Deutschland, den jetzigen Bildern von den Kriegsschauplätzen in Frankreich, Belgien, Ostpreußen, Polen, Galizien, Türkei, Ägypten und englischen Kriegshäfen. Ein 2. Band erscheint später.

Gesetz über einen Warenumsatzstempel vom 26. Juni 1916 nebst Ausführungsbestimmungen des Bundesrats vom 7. Sept. 1916.

Für den praktischen Gebrauch erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt und Syndikus, Berlin und Dr. rer. pol. Varnhagen, Berlin. Mit Anmerkungen, Beispielen, Buchführungsschema und ausführlichem Sachregister. Kl.-Okt. 192 Seiten. Preis gebunden 2,50 M. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C. 2.

Vom 1. Oktober 1916 ab werden alle Warenumsätze mit einem Stempel von 1‰ belegt. Im Januar 1917 sind die ersten Umsatzsteuererklärungen abzugeben.

Kriegssteuergesetz (Kriegsgewinnsteuer) nebst Besitzsteuergesetz vom 3. VII. 1913 und Gesetz über vorbereitende Maßnahmen zur Besteuerung der Kriegsgewinne vom 24. XII. 1915 für den praktischen Gebrauch erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt und Syndikus und Dr. rer. pol. Varnhagen, Berlin. Mit Beispielen, Tabellen und ausführlichem Sachregister. Zweite Auflage. Kl.-Okt. XVI und 243 Seiten. Preis in Leinen gebunden: 4 M. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C. 2.

Den Verfassern dieses Kriegssteuergesetz-Kommentars ist es in ausgezeichneter Weise gelungen, die an sich schwierige Materie, deren Verständnis durch das Ineinandergreifen von Kriegsteuer-, und zwar sowohl der Zuwachsabgabe, als auch der Vermögensabgabe, ferner Besitzsteuer-, Wehrbeitrags- und Rücklagegesetz und durch die mancherlei neuen Grundsätze auf steuerrechtlichem Gebiete noch erschwert wird, durch zweckmäßige lückenlose Zusammenstellung der Vorschriften beider Gesetze zu einem Ganzen zusammenzuführen.

Die Hervorhebung einzelner Stichworte durch Druck, Überschrift und dergl. und das eingehende Sachregister machen das Werk für den praktischen Gebrauch besonders geeignet.

Das Werk hat unser lebhaftes Interesse gefunden; die Anschaffung können wir allen Interessenten empfehlen.

„Motor“ September/Oktoberheft 1916 (Verlag Gust. Braunbeck G. m. b. H., Berlin W. 35).

Aus dem Inhalt: Die deutschen U-Boote, ihre militärische und handelspolitische Bedeutung. Von Georg Schultze-Bahlke. (ill.) — Der Flieger und die Bö. (ill.) — Flieger, Aberglauben und anderes. — Wie ein französischer Flieger seinen deutschen Gegner vor Verdun einschätzt. Von Dr. N. Hansen, Berlin. — Erdumdrehung und Fliegerbeschießung. Von Gefreiten Kurt Pieck, Adlershof. — Die Flugmaschine mit Faltflügeln. Von Dr. Raimund Nimführ, Wien. — Zeppelinitis; Beiträge zur Psychologie der Engländer. (ill.) — Die Rückfahrt des Unterseebootfrachtschiffes »Deutschland«. Von Dr. N. Hansen Berlin. — Ein »Revolver«-Torpedo-Lanzierrohr für Unterseeboote. (ill.) — Englisch-französische Flugverluste. — Fliege und Siegf! Von E. Bleck-Schlombach. — Mit dem Flugzeug in der Kugelwolke.

Technisches Hilfsbuch von Schuchardt & Schütte. Dritte Auflage. Oktav. 400 Seiten mit vielen Text-Figuren. Verlag: Jul. Springer, Berlin. 1916. Preis geb. M. 2.—

Das 1914 zum ersten Male erschienene »Technische Hilfsbuch« liegt nunmehr in dritter, vollständig umgearbeiteter und wesentlich erweiterter Auflage vor. Hervorzuheben ist die sehr übersichtliche Anordnung der Formeln und Tafeln sowie die genaue Zusammenstellung aller in Europa und Amerika üblichen Gewindearten. Die Gewindeherstellung, das Drehen, Bohren, Fräsen, Schleifen usw. ist eingehend behandelt. Die zu diesen Arbeiten nötigen Werkzeuge sind in zahlreichen Tafeln zusammengestellt. Auch die Ausführungen über Werkzeug- und Konstruktionsstahl, die Tafeln über Schnittgeschwindigkeiten und Kraftbedarf von Werkzeugmaschinen sowie der Abschnitt über erste Hilfe bei Unfällen verdienen Erwähnung. Die Angaben über Maßabkürzungen, Eichfehlergrenzen und Trägerprofile erstrecken sich neben Deutschland auch auf Österreich-Ungarn. Anzuerkennen ist, daß die Firma die als Verfasser zeichnet, sich einer rein sachlichen Darstellung befleißigt und jede Reklame vermeidet.

Der Carnes-Arm. Verlag: Gemeinnützige Gesellschaft zur Beschaffung von Ersatz-Gliedern m. b. H., Berlin NW. 7. Sommerstr. 4a.

Diese vom »Verein deutscher Ingenieure« gegründete und geleitete Gesellschaft hat die Patente über den berühmten Carnes-Arm erworben und läßt diesen besten Kunstarm bei der Firma Robert Falig G. m. b. H., Charlottenburg, herstellen. Die Beschreibung wird den Interessenten gratis gesandt.

Anleitung zum Verspannen von Flugzeugen. Nach praktischen Erfahrungen von Dipl.-Ing. Walter Boldt, Assistent für Flugmotoren an der Kgl. Techn. Hochschule Berlin. Oktav. 28 Seiten mit 9 Figuren u. 1 Tafel. 1916. Verlag: M. Krayn, Berlin W. Preis M. 1,50.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Amt Steinplatz Nr. 6001.

1. Wie aus Wien gemeldet wird, wurde unser Ehrenvorsitzender, Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen, durch Seine Majestät den Kaiser Franz Joseph zum Groß-Admiral der K. K. Flotte ernannt.

2. Mitteilungen aus unserem Mitgliederkreise:

Seine Exzellenz Vizeadmiral Merten-Pascha übt seit bald 2 Jahren das Amt des Kommandanten der Dardanellen in der verbündeten Türkei aus.

Geheimer Regierungsrat Professor Dr. Haber, Direktor des Kaiser Wilhelm-Instituts für physikalische Chemie, Berlin-Dahlem, ist vom Großherzog von Baden das Ritterkreuz vom Zähringer Löwen verliehen worden. Geheimrat Haber ist es schon vor längerer Zeit gelungen, die Herstellung von Munition ohne Chilisalpetere zu erreichen.

3. Entsendung von abgeordneten Vertretern von Behörden in den Vorstand unserer Gesellschaft:

Die folgenden Behörden haben unserem Antrag auf Entsendung von Vertretern in unseren Gesamtvorstand in dankenswerter Weise stattgegeben und mit der Vertretung beauftragt:

Inspektion der Fliegertruppen, Berlin: Major Siegert, Inspekteur der Fliegertruppen, Berlin W 15, Kurfürstendamm 193/194;

Inspektion der Luftschiffertruppen, Berlin: Hauptmann Felix Jacobi, Berlin W 50, Kurfürstendamm 228;

Verkehrstechnische Prüfungskommission: Major Friedel, Vorstand der Abteilung für Fliegerwesen der V. P. K., Berlin-Schöneberg, Siegfriedstr. 2.

4. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Professor Dr.-Ing. W. Reichel, Direktor der Siemens & Schuckert-Werke, Berlin-Lankwitz, Beethovenstr. 14;

Dipl.-Ing. Edwin Schwerin, Statiker und Konstrukteur beim Verkehrsbauamt der Stadt Neukölln, Berlin SO 16, Michaelkirchstr. 42;

Ober-Ingenieur Zahn, Leutnant d. R., z. Zt. bei der Flieger-Ersatz-Abtlg. 9, Böblingen b. Stuttgart.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der
Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**

Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE STUTTGART
Proj. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN
H. BOYKOW
FREGATTEN-LIEUTENANT A. D.
FRIEDENAU-BERLIN
Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT
MÜNCHEN
Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT
FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Beh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG
Beh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Beh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOLIKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHNISCHEM HOCHSCHULE
MOSKAU
R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN
Dipl.-Ing. MAX MLINK
GÖTTINGEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE
Beh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROF. A. D. UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dipl.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL.
TECHNISCHEM HOCHSCHULE BRAUN-
SÜBWEIG
Dipl.-Ing. SEPPELER
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF
FRHR.V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIED.
REICHSHAFEN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

25. November 1916.

Heft 21 und 22.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt. STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pf. für die Zeile berechnet. Alle Zeitschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechart Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: Vorreiter Berlin-Steglitz.

INHALT:

Ein experimenteller Beitrag zum vollständigen Problem der Flugzeugstabilität. Nach englischen Versuchen von Dipl.-Ing. A. Betz. S. 145.
Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildrehungen auf die Kräfte. Von Dipl.-Ing. Karl Balaban. (Forts.) S. 151.
Bericht des englischen Beirates auf dem Gebiete der Luftschiffahrt 1915/16. S. 157.

Patentschau. S. 157.
Bücher-Besprechungen. S. 158.
Nachruf für Dr.-Ing. Eduard Heller. S. 159.
Gedenkworte des Herrn Hauptmann Meyer am Grabe des Herrn Dr.-Ing. Eduard Heller. S. 159.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 160.

Ein experimenteller Beitrag zum vollständigen Problem der Flugzeugstabilität.

Nach englischen Versuchen von Dipl.-Ing. A. Betz.

Während die theoretischen Grundlagen der Stabilität von Flugzeugen schon seit verhältnismäßig langer Zeit klargelegt sind¹⁾, fehlt es noch immer an der Kenntnis der in der Theorie als Koeffizienten auftretenden Größen, welche für die einzelnen Flugzeuge charakteristisch sind. Man beschränkte sich bei den experimentellen Arbeiten auf die allernotwendigsten und am leichtesten bestimmbaren Werte: Auftrieb, Widerstand und Druckpunkt, bzw. statisches Drehmoment um die horizontale Querachse, alle drei Werte abhängig vom Anstellwinkel. Für die Längsstabilität sind damit die wichtigsten Grundlagen gegeben. Es fehlt nur die Dämpfungskonstante, die praktisch von untergeordneter Bedeutung ist, da bei der üblichen Ausführung der Flugzeuge mit schwacher Stabilität (kleiner Direktionskraft) die vorhandene Dämpfung wohl stets ausreichend ist; für die Seitenstabilität fehlt jedoch nahezu jede experimentelle Unterlage. Aus Mangel an Zeit und Mitteln mußte die Ausfüllung dieser fühlbaren Lücke

immer wieder hinter wichtigeren Arbeiten zurückstehen. Nur in England, wo zur Förderung der Luftfahrt ganz außerordentlich große Mittel zur Verfügung standen, hatte man sich erstlich an eine Bearbeitung der erwähnten Aufgabe gemacht. In dem letzten vor dem Kriege erschienenen Bericht der großen englischen Versuchsanstalt in Teddington¹⁾ sind die ersten Versuche dieser Art mitgeteilt, die an einem Modell eines Bleriotendeckers ausgeführt wurden.

Fig. 1 zeigt das untersuchte Modell. Dieses war so ausbalanciert, daß die Lage seines Schwerpunktes *S* dieselbe war wie bei dem Originalflugzeug. Als „Achse“ des Flugzeuges wurde die Unterkante des Rumpfes gewählt (genauer die Schnittgerade der Unterfläche des Rumpfes mit der Symmetrieebene), ihre Stellung gegenüber der Windrichtung bestimmt dem Anstellwinkel, bzw. die entsprechenden für die Seitenstabilität in Betracht kommenden Winkel. Das Modell war eine möglichst getreue Nachbildung eines Bleriot-Flugzeuges, nur die Spanndrähte waren weggelassen, da für diese wegen ihrer geringen Abmessungen ohnehin das quadratische Ähnlichkeitsgesetz, das den Modellversuchen zugrunde liegt, nicht mehr gültig ist.

In Fig. 2 u. 3 sind die Ergebnisse der sonst üblichen Messungen wiedergegeben. In Fig. 2 ist die gegenseitige Abhängigkeit von Auftrieb und Widerstand (mit dem Anstellwinkel als Parameter) dargestellt, und in Fig. 3 das Moment um den Schwerpunkt *S*, was der sonst meist üblichen Angabe

¹⁾ In Deutschland hauptsächlich durch die Arbeiten von C. Runge: Über die Längsschwingungen der Flugmaschinen. (II. Jahrgang dieser Zeitschrift S. 193 ff.) und K. Gehlen: Querstabilität und Seitensteuerung von Flugmaschinen (IV. Jahrg. dieser Zeitschrift S. 173 ff.).

¹⁾ Technical Report of the Advisory Committee for Aeronautics for the year 1912/13.

By

1

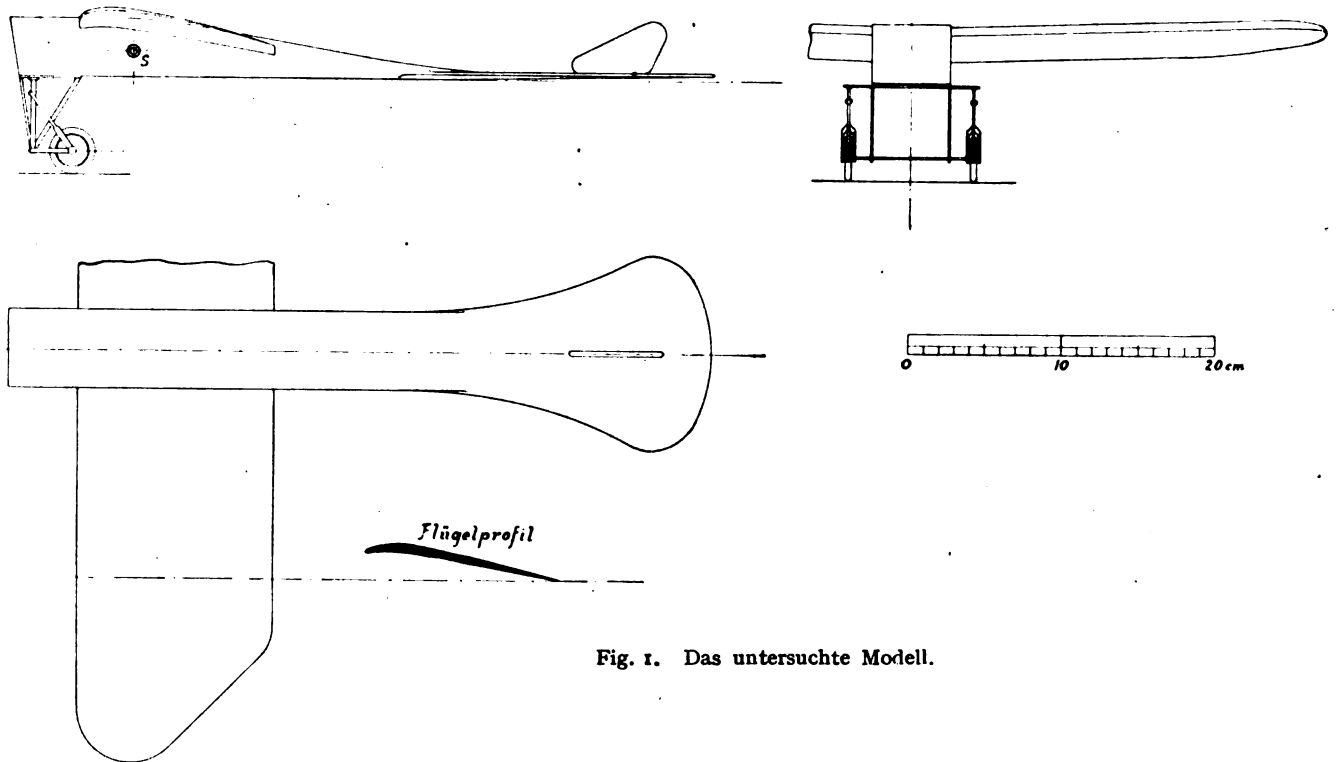


Fig. 1. Das untersuchte Modell.

des Druckpunktes entspricht. Diese Messungen sind auch für das Modell ohne Fahrgestell ausgeführt. Die Resultate sind in den Diagrammen durch gestrichelte Kurven wiedergegeben. Alle weiteren Untersuchungen wurden nur mit dem vollständigen Modell mit Fahrgestell ausgeführt.

Bei dem Anstellwinkel von 0° (Rumpfunterkante mit der Windrichtung zusammenfallend) ist das Drehmoment Null; dies ist demnach die Gleichgewichtslage des Flugzeuges.

Bei anderen Anstellwinkeln ist ein Moment vorhanden, welches das Modell in seine Gleichgewichtslage zurück zu drehen sucht, es ist also stabil. Die Zunahme dieses Momentes M mit der Änderung des Winkels α , also der Wert $\frac{\partial M}{\partial \alpha}$, ist ein Maß für die Stabilität. Das Flugzeug ist stabil, wenn dieser Wert negativ ist. Die Stabilität (bzw. Instabilität, wenn er positiv ist) ist um so stärker, je größer der absolute Betrag von

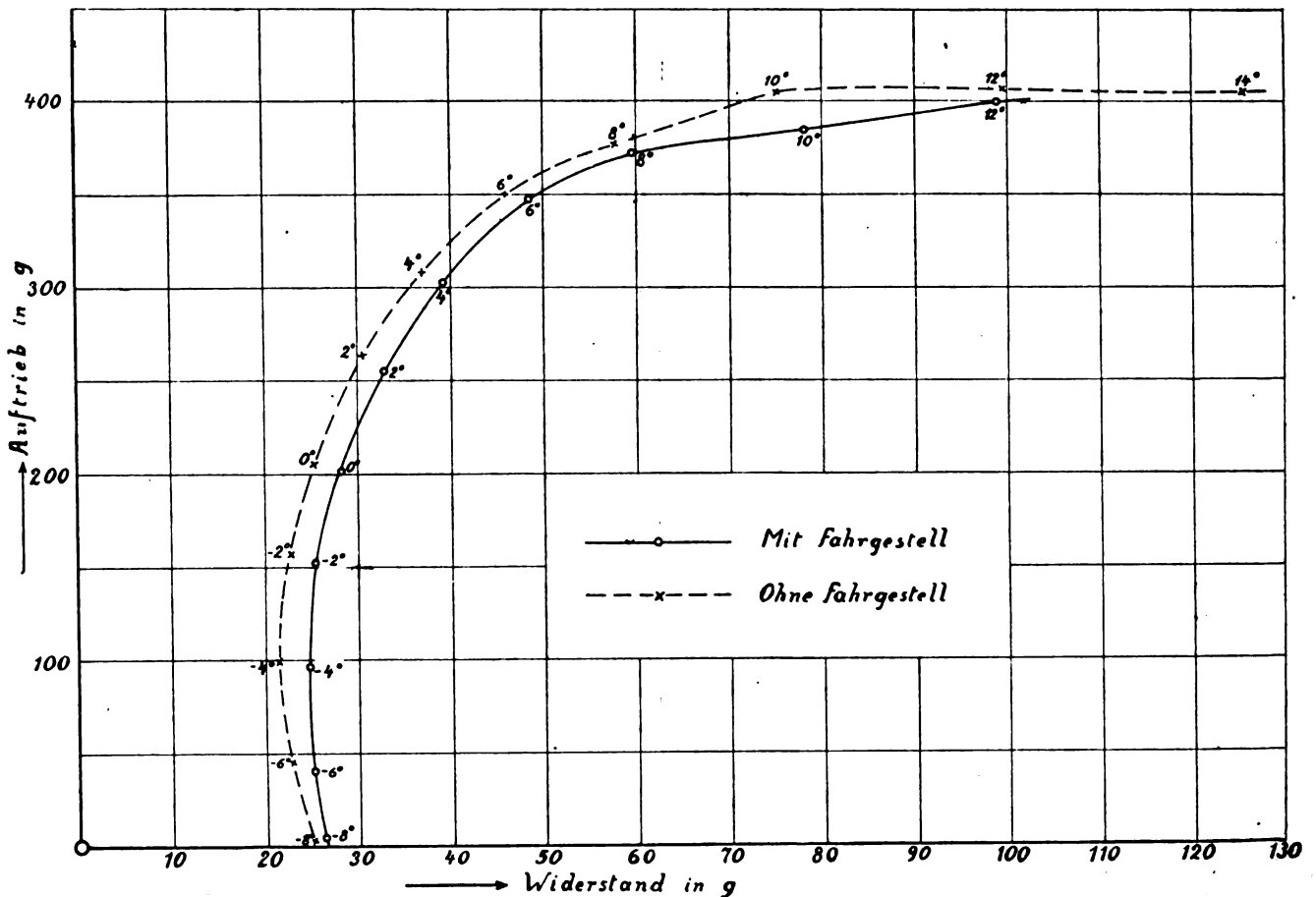


Fig. 2. Auftrieb und Widerstand.

$\frac{\partial M}{\partial \alpha}$ ist. In den allgemeinen Betrachtungen über Schwingungsvorgänge bezeichnet man gewöhnlich die stabilisierende Ursache als Direktionskraft D ; dementsprechend würde hier sein

$$D = - \frac{\partial M}{\partial \alpha}.$$

Für das untersuchte Modell ergibt sich aus dem angegebenen Verlauf der Momentenkurve ungefähr

$$\frac{\partial M}{\partial \alpha} = - 21 \text{ mg} \left(\text{pro absolute Winkleinheit } \frac{180^\circ}{\pi} \right).$$

Die Direktionskraft hat die Dimension eines Drehmomentes. Um eine dimensionslose Kennziffer zu erhalten, müssen wir sie demnach mit einem Produkt Kraft mal Hebelarm dividieren. Wir können als Kraft zweckmäßig den Auftrieb wählen, da dieser einerseits eine gut definierte Größe ist, indem er nämlich beim normalen Fluge mit dem Gewicht des Flugzeuges übereinstimmt, andererseits aber auch ein charakteristischer Maßstab für alle wesentlichen im Flugzeuge auftretenden Kräfte ist, die unter ähnlichen Umständen stets im gleichen Verhältnis zum Auftrieb stehen. Als Hebelarm würde man für die Fragen der Längsstabilität zweckmäßig den Abstand der Hinterkante des Höhensteuers vom Schwerpunkt wählen. Da aber diese Länge nicht zugleich für die Seitenstabilität maßgebend ist, und ein Wechsel in der Bezugsgröße der Einheitlichkeit wegen auch unangebracht ist, so dürfte es zweckmäßig sein, als charakteristische Länge die Flügelspannweite zu wählen, welche gut definiert und auch auf die Größe der meisten Seitenstabilitätszahlen von wesentlichem Einfluß ist. Für das untersuchte Modell beträgt der Auftrieb $A = 202 \text{ g}$ (bei einer Windgeschwindigkeit $v = 9,14 \text{ m/Sek.}$), die Spannweite $l = 0,54 \text{ m}$, demnach das Einheitsmoment

$$A \cdot l = 109,1 \text{ mg}.$$

Die dimensionslose Drehmomentziffer wird damit

$$\frac{\partial \mu}{\partial \alpha} = \frac{\partial M}{\partial \alpha} \cdot \frac{1}{A \cdot l} = - 0,19.$$

Das Drehmoment M hängt nun aber nicht allein vom Anstellwinkel selbst ab, sondern auch von der Winkelgeschwindigkeit

$\dot{\alpha} = \frac{d\alpha}{dt}$, mit der sich der Anstellwinkel ändert. Bei einer Drehung tritt nämlich ein bremsender Widerstand auf, der bei hinreichend langsamer Drehbewegung und großer Fortschreitgeschwindigkeit proportional der Drehgeschwindigkeit ist. In der Theorie der Schwingungen bezeichnet man die dafür charakteristische Größe $R = - \frac{\delta M}{\delta \dot{\alpha}}$ als Dämpfungs-

konstante. Um auch diese wichtige Größe zu ermitteln, mußte ein neues Verfahren angewandt werden. Das Modell wurde um seine Querachse drehbar aufgehängt (sodaß es den Anstellwinkel α verändern konnte) und durch eine Feder so festgehalten, daß seine Gleichgewichtslage bei $\alpha = 0^\circ$ war. Drehte man nun das Modell unter Anspannung der haltenden Feder aus seiner Gleichgewichtslage heraus und überließ es dann sich selbst, so führte es gedämpfte Schwingungen aus, deren Verlauf auf photographischem Wege registriert wurde. Aus der Abnahme der Schwingungsamplitude findet man die Dämpfungskonstante R . Es besteht nämlich folgende Beziehung:

$$\frac{R}{2J} = \frac{\log \bar{\alpha}_1 - \log \bar{\alpha}_2}{t_2 - t_1},$$

wobei $\bar{\alpha}_1$ und $\bar{\alpha}_2$ die größten Winkelausschläge zu den Zeiten t_1 und t_2 sind. J ist das Massenträgheitsmoment des Modells, es wurde ebenfalls durch Schwingungsversuche ermittelt und betrug $14,55 \text{ m} \cdot \text{g} \cdot \text{sek}^2$ (1 g ist hier die Gewichtseinheit, nicht die Masseneinheit). Die Versuche wurden sowohl bei ruhender Luft als auch bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten ausgeführt. Fig. 4 gibt die erhaltenen Werte der Dämpfungskonstante, abhängig von der Windgeschwindigkeit, wieder.

Die Schwingungsdauer betrug bei den Versuchen 0,384 bis 0,389 sek.; sie war also nahezu unabhängig von der Windgeschwindigkeit. Es rührt dieses daher, daß die Direktionskraft des Windes unwesentlich war gegenüber der erheblich größeren Richtkraft der Feder. Es wäre ganz interessant gewesen, die aus den Schwingungen sich ergebende Direktionskraft der Luft mit der durch statische Messungen ermittelten (s. weiter oben) zu vergleichen, da durchaus nicht sicher ist, daß sich in beiden Fällen dasselbe ergeben werde. Leider ist dies wegen der unverhältnismäßig großen Federkraft nicht möglich. Andererseits war aber offenbar eine so starke Feder

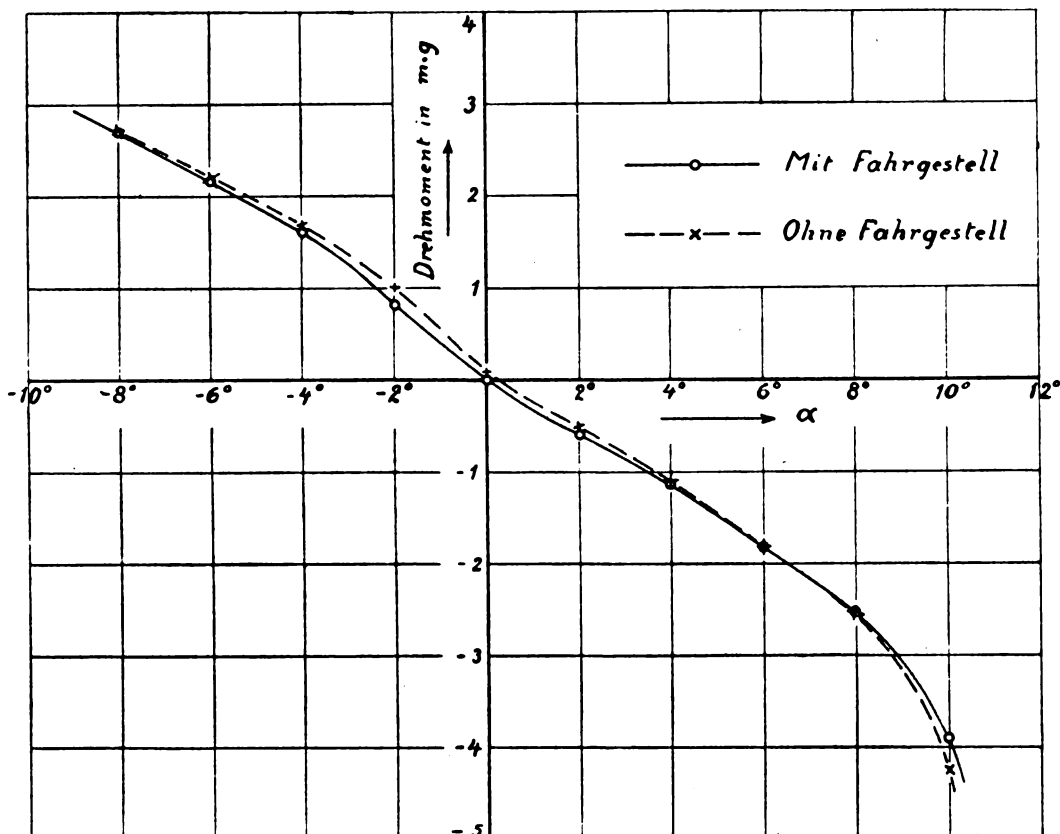


Fig. 3. Drehmoment um den Schwerpunkt.

nötig, um überhaupt eine hinreichende Anzahl von Schwingungen zu erhalten, aus denen sich die Dämpfung gut ermitteln ließ.

Für die Schwingungsgleichungen ist vorausgesetzt, daß die Dämpfung unter sonst gleichen Umständen proportional der Winkelgeschwindigkeit ist. Daß dies bei den vorliegenden Messungsergebnissen nicht genau zutreffen kann, geht schon daraus hervor, daß bei der Windgeschwindigkeit Null die

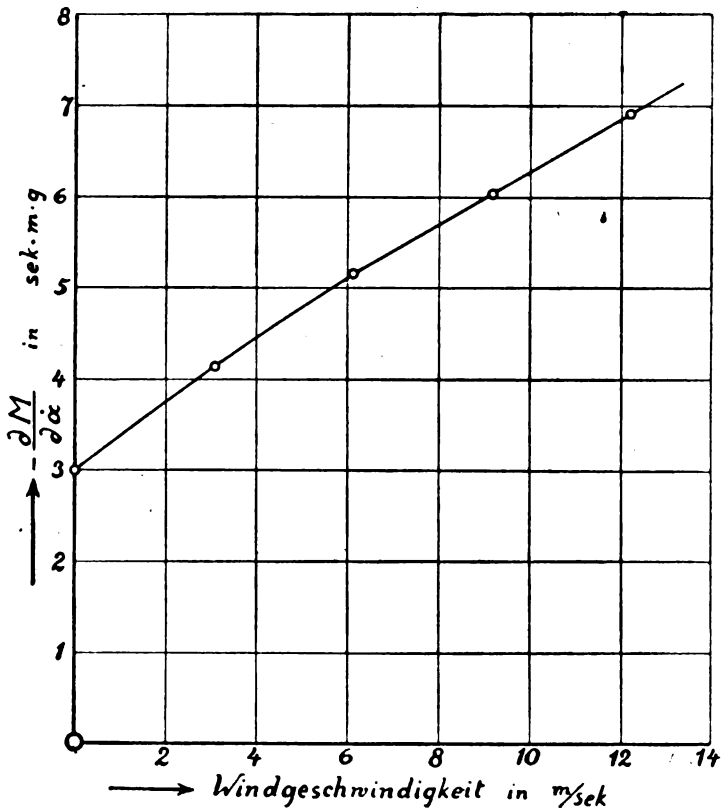


Fig. 4. Dämpfungskonstante.

Dämpfungskonstante R nicht verschwindet. Dies ist sofort einzusehen, wenn wir die Dämpfungskonstante in der dimensionslosen Form $\frac{R \cdot v}{A l^2}$ ausdrücken (vgl. oben den dimensionslosen Ausdruck für die Direktionskraft) und ihre Abhängigkeit von dem Verhältnis der Dreh- und Windgeschwindigkeit betrachten. Als Maß dieser letzteren Größe können wir zweckmäßig die dimensionslose Zahl $\frac{l}{v \cdot T}$ wählen (l = Spannweite, v = Windgeschwindigkeit, T = Schwingungsdauer). Da der Auftrieb A mit dem Quadrat von v wächst, wird der Faktor $\frac{v}{A l^2} = \infty$ für $v = 0$ und damit auch die dimensionslose Dämpfungskonstante, da ja R selbst endlich bleibt. In Fig. 5 ist die eben erwähnte Beziehung graphisch dargestellt. Man sieht, daß die Benutzung der Dämpfungskonstanten wie sie in den üblichen Schwingungsformeln auftritt, nur dann zulässig ist, wenn die Schwingungen langsam sind im Verhältnis zur Fahrgeschwindigkeit. Das heißt, wenn $\frac{l}{v \cdot T}$ nur wenig von 0 verschieden ist. Für diesen Fall ergibt sich als Wert der dimensionslosen Dämpfungsziffer

$$\frac{\partial \mu}{\partial \alpha} = \frac{\partial M}{\partial \alpha} \cdot \frac{v}{A l^2} = -0,406.$$

Diese Zahl erhält man durch Extrapolation der Versuchswerte auf $\frac{l}{v \cdot T} = 0$. Daß bei den Versuchen selbst wesentlich schnellere Schwingungen benutzt wurden, dürfte, wie bereits oben erwähnt, meßtechnische Gründe haben, da bei zu niedrigen Schwingungszahlen die Schwingungen zu undeutlich werden, und die störenden Einflüsse zu stark hervortreten.

Durch diese Messungen sind alle wesentlichen Konstanten, die für die Längsstabilität in Frage kommen, für das vorliegende Bleriotmodell ermittelt. Weitere Versuche dienen zur Klärung der Fragen der Seitenstabilität. Bevor wir näher darauf eingehen, wird es gut sein, einiges über die im folgenden benutzten Bezeichnungen zu bemerken. Wir wählen ein mit dem Modell festes Koordinatensystem (Fig. 6) so, daß X bei normaler Lage des Modelles mit der Windrichtung zusammenfällt (Schnittgerade der Symmetrieebene mit der Modellunterfläche), Y senkrecht zur Symmetrieebene steht und Z senkrecht zu den beiden anderen Achsen ist; dieses Koordinatensystem soll allen Drehungen des Modells folgen. Ein anderes Koordinatensystem X_1, Y_1, Z_1 sei so bestimmt, daß es beim normalen Fluge mit dem ersteren zusammen-

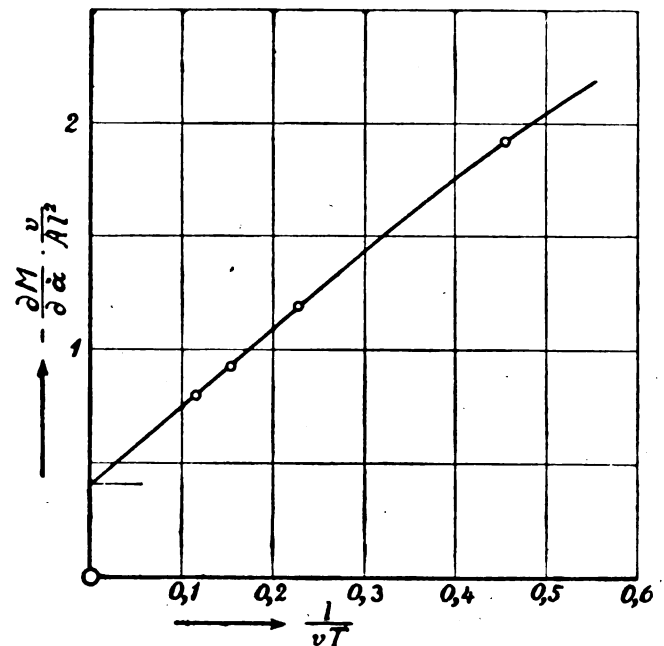


Fig. 5. Extrapolation der Dämpfungsziffer auf kleine Schwingungen.

fällt, Drehbewegungen jedoch nicht mitmacht, so daß die Achse X_1 stets mit der Windrichtung übereinstimmt. Bei Abweichungen vom normalen Fluge bilden die Achsen X und X_1 bzw. Y und Y_1 , Z und Z_1 Winkel, welche die Lage des Modelles zur Windrichtung bestimmen. Der Übergang aus der normalen Stellung in die anormale kommt dadurch zustande, daß wir das Modell um die Z -Achse um den Winkel α_z und um die Y -Achse um den Winkel α_y (α_y entspricht also der Bezeichnung α bei den Problemen, bei denen nur die Längsstabilität in Frage kommt) und um die X -Achse um den Winkel α_x drehen. (Vgl. Fig. 6.) Diese letztere Drehung ist im allgemeinen unwesentlich, da sie sich aus Drehungen um die beiden anderen Achsen und um die X_1 -Achse, die Windrichtung, zusammensetzen läßt. Eine Drehung um die Windrichtung ändert aber nichts an den auftretenden Windkräften. In Fig. 6 ist daher diese Drehung nicht miteingezeichnet. Nur als Schwingung um die X -Achse kommt sie in Frage, sowie auch für das Zusammenwirken der Luftkräfte mit der Schwerkraft, was jedoch für die Versuche selbst nicht in Betracht kommt, sondern erst bei der Anwendung der Ergebnisse auf freie Flugzeuge. Die Winkelgeschwindigkeiten um die drei Achsen werden entsprechend mit $\dot{\alpha}_x, \dot{\alpha}_y, \dot{\alpha}_z$ bezeichnet. Ebenso erhalten die Momente bzw. die entsprechenden dimensionslosen Größen den Index x, y, z , wenn das Moment um die betreffende Achse dreht. In Anlehnung an die bei Schiffen üblichen Ausdrücke möge eine Drehung um die X -Achse als Schlingerbewegung, eine Drehung um die Y -Achse als Stampfbewegung und eine um die Z -Achse als Gierbewegung bezeichnet werden.

Zunächst wurden wieder die statischen Konstanten ermittelt. Da eine Drehung um die X -Achse, wie oben bemerkt, nichts Neues bringt und die Drehung um die Y -Achse bereits

bei der Längsstabilität untersucht ist, so bleibt also nur noch übrig, den Einfluß einer Drehung um die Z -Achse festzustellen. Die Versuchsanordnung ist dabei im wesentlichen dieselbe wie bei Änderung des Anstellwinkels α_y ; nur sind die zu messenden Größen vermehrt. Bei Änderung des Anstellwinkels α_y treten wegen der symmetrischen Anordnung immer nur Kräfte und Momente auf, die in der X - Z -Ebene liegen. Bei einer Drehung um die Z -Achse ergeben sich aber Kräfte und Momente in allen drei Achsenrichtungen. Bei diesen Messungen wurde nur der Winkel α_z allein verändert, er möge im folgenden als Abtriftwinkel bezeichnet werden, der Anstellwinkel α_y war dabei stets Null.

Die Ergebnisse sind in dem Schaubild 7 zusammengestellt. Der Auftrieb nimmt mit wachsendem Abtriftwinkel ab und zwar ungefähr wie das Quadrat der in die Richtung der Modellachse fallenden Geschwindigkeitskomponente. Ferner tritt ein Stampfmoment M_y auf, welches den Anstellwinkel zu vergrößern sucht, das bedeutet, daß der Führer bei seitlichem Abrutschen (dies ist der praktisch häufigste Fall, in dem das Flugzeug Seitenwind erhält) das Höhensteuer nach abwärts stellen muß. Im übrigen sind die Kräfte und Momente so, daß sie einem seitlichen Abrutschen entgegenwirken: die auftretende Seitenkraft P_y ist der Seitenbewegung des Flugzeuges entgegengesetzt, das Schlingermoment M_x sucht den vom Winde zunächst getroffenen Flügel hochzudrehen, so daß die Resultierende aus Auftrieb und Schwerkraft ebenfalls der Seitenbewegung entgegenwirkt. Endlich sucht das Giermoment M_z die Modellachse wieder in die Windrichtung zu drehen.

Um den Einfluß der Drehgeschwindigkeit festzustellen, wurde zunächst genau so verfahren, wie bei der entsprechenden Untersuchung der Längsstabilität. Man versetzte das Modell in Drehschwingungen um die X - bzw. Z -Achse. Das Ausklingen dieser Schwingungen gab dann die Grundlage zur

Berechnung der Dämpfungskonstante für die betreffende Schwingung. Aber damit ist noch nicht alles erledigt. Durch eine Gierbewegung wird nämlich nicht nur ein dämpfendes Moment um die Z -Achse, sondern auch ein Moment um die X -Achse hervorgerufen und umgekehrt. (Die durch diese Drehbewegung erzeugten Momente um die Y -Achse sind voraussichtlich unbedeutend.) Um diesen Einfluß zu ermitteln, wurde dem Modell eine zwangsläufige schwingende Bewegung um die Z -Achse erteilt, während es gleichzeitig die Möglichkeit hatte, um die X -Achse zu schwingen. Durch die periodisch auftretenden Momente gerät dann das Modell auch in Schwingungen um die X -Achse. Aus der Größe des Ausschlages dieser sekundären Schwingung im Verhältnis zur primären, zwangsläufigen, läßt sich das bei einer bestimmten Winkelgeschwindigkeit auftretende Moment M_x berechnen. Entsprechend wurden durch zwangsläufige Drehschwingungen um die X -Achse, Schwingungen um die Z -Achse hervorgerufen, aus denen dann M_z abhängig von $\dot{\alpha}_z$ berechnet werden kann.

Bei der Ausführung dieser Versuche war zu beachten, daß im allgemeinen schon durch Massenkräfte (Zentrifugalmomente) eine gegenseitige Beeinflussung der beiden Schwingungen bedingt ist, wenn nicht die Drehachsen gerade zugleich Hauptträgheitsachsen sind. Das Modell war deshalb genau auszubalancieren, so daß seine Hauptträgheitsachsen mit den Richtungen X , Y , Z übereinstimmten.

Damit die Beziehung zwischen den Amplituden der primären und sekundären Schwingungen möglichst einfach wird, wurde die Periode in jedem Fall so gewählt, daß Resonanz eintrat, was sich darin äußerte, daß die Ausschläge der erregten Schwingungen am größten wurden. Für diesen Fall der Resonanz erhält man folgende einfache Beziehung zwischen den beiden Amplituden:

$$\frac{\partial M_x}{\partial \dot{\alpha}_z} = \frac{\partial M_x}{\partial \alpha_x} \cdot \frac{\bar{\alpha}_x}{\bar{\alpha}_z}$$

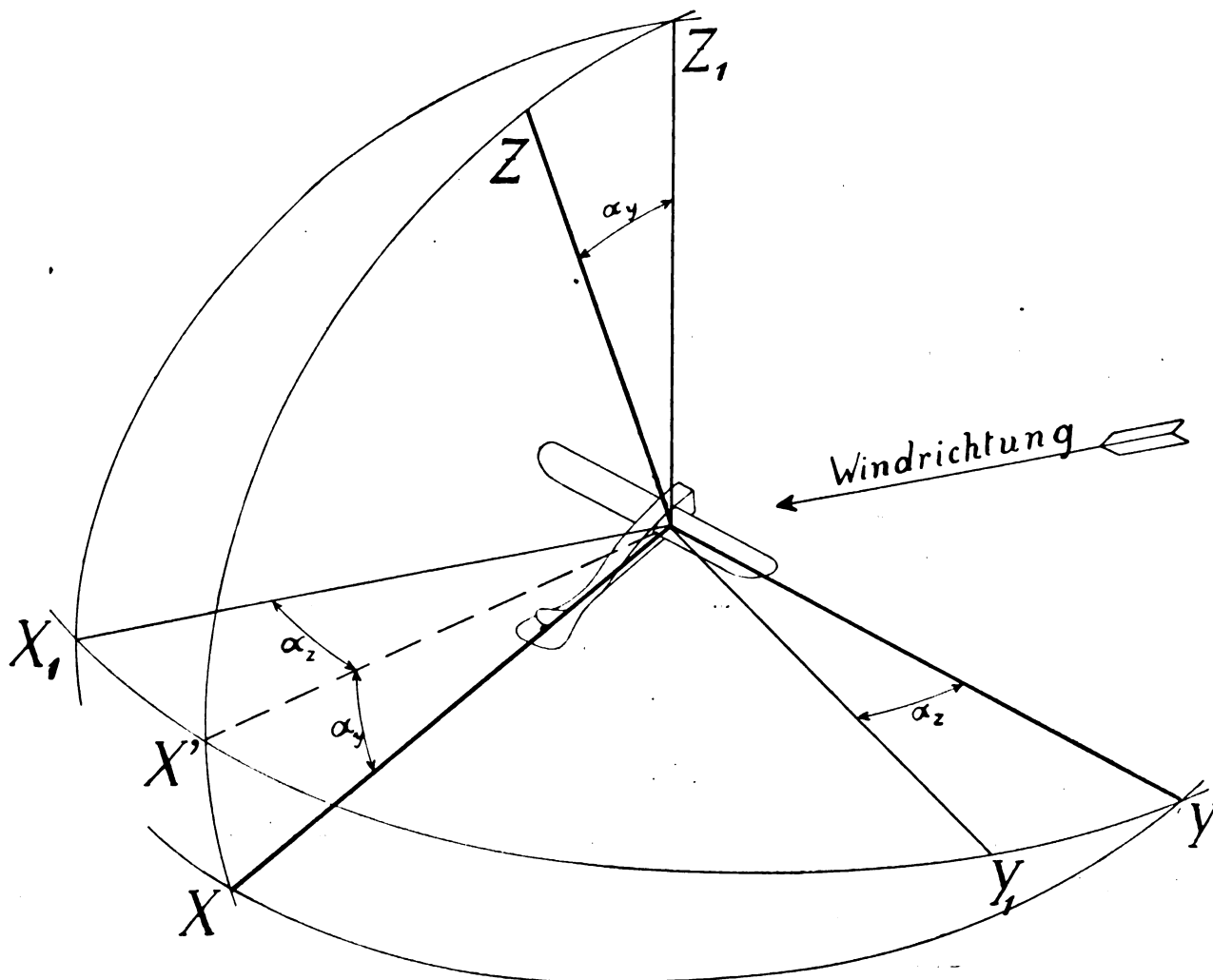


Fig. 6.

wobei \bar{a}_x und \bar{a}_z die maximalen Ausschläge von a_x und a_z bedeuten. a_z ist hier die zwangläufige und a_x die dadurch erregte Schwingung. Für den umgekehrten Fall lautet die Gleichung entsprechend

$$\frac{\partial M_z}{\partial \dot{a}_x} = \frac{\partial M_z}{\partial \dot{a}_z} \cdot \frac{\bar{a}_z}{\bar{a}_x}$$

$\frac{\partial M_x}{\partial \dot{a}_x}$ und $\frac{\partial M_z}{\partial \dot{a}_z}$ sind die Dämpfungskonstanten, die durch die

Ausschwingungsversuche ermittelt wurden.

In der folgenden Tabelle sind die Ergebnisse sämtlicher Messungen für unendlich kleine Winkelausschläge bzw. unendlich langsame Perioden in Form von dimensionslosen Zahlen dargestellt (vgl. hierzu das weiter oben über die dimensionslosen Ausdrücke für die Direktionskraft und die Dämpfungskonstante Gesagte). Um die einzelnen Größen dimensionslos zu machen, sind die Kräfte durch A , die Momente durch $A \cdot l$ und die Winkelgeschwindigkeiten durch $\frac{v}{l}$ dividiert. (A = Auftrieb = $202 \cdot \left(\frac{v}{9,14}\right)^2 g$, l = Spannweite = 0,54 m, v = Winkelgeschwindigkeit in m/sek).

Wirkung auf	Ursache					Dimensionsfaktor
	α_y	α_z	$\dot{\alpha}_x$	$\dot{\alpha}_y$	$\dot{\alpha}_z$	
P_x	-0,48	0	—	—	—	A
P_y	—	-0,32	—	—	—	A
P_z	7,2	0	—	—	—	A
M_x	—	0,058	-0,26	—	0,155	$A \cdot l$ bzw. $\frac{A l^2}{v}$
M_y	-0,19	0,043 ¹⁾	—	-0,41	—	$A \cdot l$ bzw. $\frac{A l^2}{v}$
M_z	—	0,036	-0,056 ¹⁾	—	-0,073	$A \cdot l$ bzw. $\frac{A l^2}{v}$

Für Auftrieb und Widerstand ergibt sich bei Beschränkung auf kleine Winkel die Beziehung

$$\Delta A = \Delta P_z + \alpha_x \cdot P_y - \alpha_y \cdot P_x$$

$$\Delta W = \Delta P_x + \alpha_y \cdot P_z - \alpha_x \cdot P_y$$

Die Bedeutung dieser Tabelle wird am besten durch ein Beispiel erläutert. Ein dem Modell ähnliches Flugzeug wiege $G = A_1 = 870$ kg und habe eine Spannweite von $l_1 = 10,8$ m. Die Geschwindigkeit ergibt sich daraus vermittels der Beziehung

$$\frac{l_1^2 v_1^2}{A_1} = \frac{l^2 v^2}{A}$$

$$v_1 = v \cdot \frac{l}{l_1} \sqrt{\frac{A_1}{A}} = 9,14 \cdot \frac{0,54}{10,8} \sqrt{\frac{870}{0,202}}$$

$$= 30 \text{ m/sec.}$$

Das Flugzeug treibe mit einer Seitengeschwindigkeit von $v_y = 2,4$ m/sec nach rechts ab, Der Abtrittwinkel ist dann

$$\alpha_z = \frac{v_y}{v_1} = \frac{2,4}{30} = 0,08 (= 4,6^\circ).$$

Eine Vertikalgeschwindigkeit sei nicht vorhanden. Ferner besitze das Flugzeug gerade eine solche Schräglage, daß die rechte Flügelspitze um 0,25 m höher steht als die linke. Das heißt, daß

$$\alpha_x = \frac{0,25}{10,8} = 0,023 (= 1,3^\circ).$$

Endlich soll sich diese Schräglage so vergrößern, daß die rechte Flügelspitze eine Aufwärtsgeschwindigkeit von 0,26 m/sec und die linke eine ebenso große Abwärtsgeschwindigkeit besitzt, so daß

$$\dot{\alpha}_z = \frac{2 \cdot 0,26}{10,8} = 0,048$$

$$(= 2,75^\circ \text{ pro Sek.}).$$

Der Anstellwinkel α_y möge unverändert geblieben sein.

Unter diesen Voraussetzungen ergeben sich folgende Abweichungen von den in der Gleichgewichtslage auf das Flugzeug wirkenden Kräften und Momenten.

$$\Delta P_x = 0$$

$$\Delta P_y = -0,32 \cdot \alpha_z \cdot A_1 = -0,32 \cdot 0,08 \cdot 870 = -22 \text{ kg}$$

$$\Delta P_z = 0$$

$$\Delta M_x = 0,058 \cdot \alpha_x A_1 l_1 - 0,26 \cdot \dot{\alpha}_z \frac{A_1 l_1^2}{v_1}$$

¹⁾ Diese Zahl gilt für kleine endliche Winkel α_z (etwa 2° bis 10°). Aus Symmetriegründen ist anzunehmen, daß sie für unendlich kleine Winkel Null wird und für negative α_z das Vorzeichen wechselt.

²⁾ Im englischen Bericht ist dieser Koeffizient wohl infolge eines Druckfehlers mit positivem Vorzeichen angegeben.

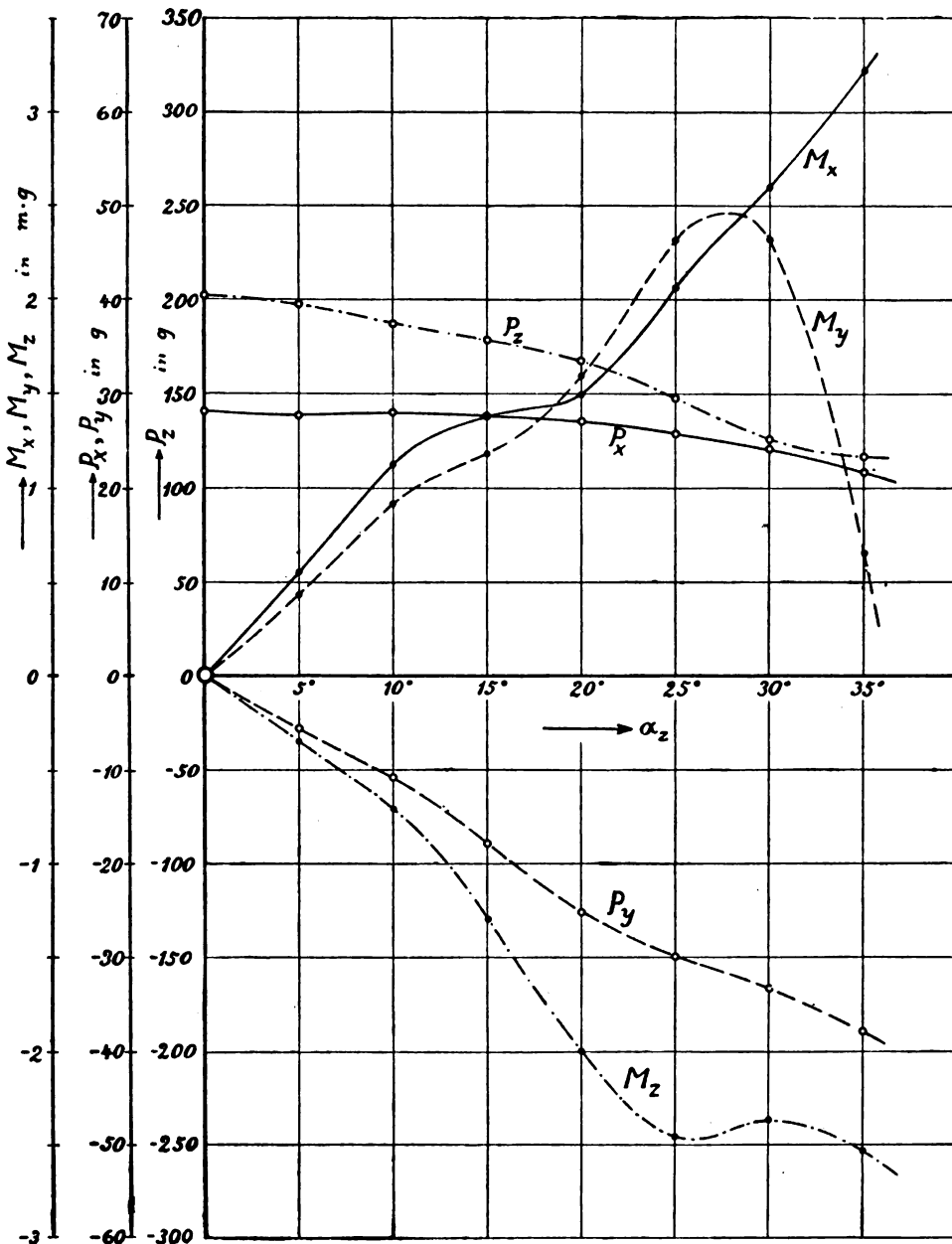


Fig. 7. Kräfte und Momente bei Seitenwind.

$$= 0,058 \cdot 0,08 \cdot 870 \cdot 10,8 - 0,26 \cdot 0,048 \cdot \frac{870 \cdot 10,8^2}{30}$$

$$= 43,6 - 42,1 = 1,5 \text{ mkg}$$

$$\Delta M_y = 0,043 a_x A_1 l_1 = 0,043 \cdot 0,08 \cdot 870 \cdot 10,8 = 32 \text{ mkg}$$

$$\Delta M_x = -0,036 \cdot a_x \cdot A_1 l_1 - 0,056 \dot{a}_x \frac{A_1 l_1^2}{v}$$

$$= -0,036 \cdot 0,08 \cdot 870 \cdot 10,8 - 0,056 \cdot 0,048 \cdot \frac{870 \cdot 10,8^2}{30}$$

$$= -27 - 9 = -36 \text{ mkg}$$

Zu diesen Luftkräften kommt noch die Schwerkraftskomponente

$$G_y = -G \cdot a_x = -870 \cdot 0,023 = -20 \text{ kg.}$$

Sie rührt daher, daß infolge der Drehung des ganzen Koordinatensystems um den Winkel α_x die Richtung der Schwerkraft nicht mehr entgegengesetzt der Z-Achse ist, sondern eine Komponente von obigem Betrage in Richtung der Y-Achse hat.

Die Wirkung dieser Kräfte und Momente ist folgende: P_y und G_y beschleunigen das Flugzeug nach links. Die nach rechts gerichtete Abtrittgeschwindigkeit v_y wird also verkleinert, und zwar ist

$$\frac{dv_y}{dt} = \frac{P_y + G_y}{G} \cdot g = -\frac{42}{870} \cdot 9,81 = -0,47 \text{ m/sec}^2.$$

M_x : Infolge des seitlichen Abtreibens (a_x) wird die rechte Flügelspitze nach oben, die linke nach unten beschleunigt. Aber infolge der bereits vorhandenen Drehbewegung (\dot{a}_x) wird diese Wirkung fast vollständig aufgehoben. Die Drehgeschwindigkeit des Flugzeuges wird nur noch eine geringe Vergrößerung erfahren. Dann würde sich das Flugzeug mit der Winkelgeschwindigkeit $\dot{a}_x = \text{ca. } 2,8^\circ$ pro Sek. weiter neigen, wenn nicht unter der Einwirkung von P_y und G_y der Abtrittwinkel α_x rasch abnehmen würde. Dann überwiegt der Einfluß von \dot{a}_x und die Drehbewegung wird verzögert.

M_y wird durch das seitliche Abtreiben etwas vergrößert, das Flugzeug wird das Bestreben haben, zu steigen, so daß der Führer das Höhensteuer nach unten drücken muß.

M_z : Die Seitenbewegung (a_x) sowohl, als auch die Schlingerbewegung (\dot{a}_x) üben auf das Flugzeug ein Drehmoment in dem Sinne aus, daß es sich nach rechts dreht, also sich von selbst in die Bewegungsrichtung einstellt.

Zusammenfassung:

In der englischen Versuchsanstalt in Teddington wurden Messungen an einem Modell eines Bleriot-Flugzeuges ausgeführt, aus denen sich die wichtigsten Konstanten, die für die Längs- und Seitenstabilität in Frage kommen, ermitteln lassen. Die Grundlagen der Versuchsanordnung, die dabei auftretenden theoretischen Begriffe aus dem Gebiete der gedämpften Schwingungen werden kurz auseinandergesetzt. Die Versuchsergebnisse sind in Schaubildern und einer Tabelle zusammengestellt. An einem Beispiel wird schließlich die Verwendung der mitgeteilten Ergebnisse erläutert.

Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte.

Von Dipl.-Ing. Karl Balaban.

(Fortsetzung aus Heft 19/20.)

Die Momente in der Mitte der Spannweiten ergeben sich damit zu:

$$A_4 = \frac{Q_3}{2} + \frac{M_3}{l_3} = \frac{312}{2} - \frac{80,7}{2} = 115,65 \text{ kg}$$

$$A_5 = \frac{Q_4 + Q_3}{2} - M_5 \left(\frac{1}{l_3} + \frac{1}{l_4} \right) + \frac{M_5}{l_4} = \frac{312 + 390}{2} + 80,7 \left(\frac{1}{2} + \frac{1}{2,5} \right) - \frac{78}{2,5} = 392,30 \text{ »}$$

$$A_6 = \frac{Q_4}{2} + Q_5 - \frac{M_6}{l_5} + \frac{M_5}{l_5} = \frac{390}{2} + 156 + \frac{78}{2,5} - \frac{80,7}{2,5} = 350,05 \text{ »}$$

$$A_4 + A_5 + A_6 = \Sigma Q = 858,00 \text{ kg.}$$

$$M_{III} = \frac{Q_3 l_3}{8} = \frac{312 \cdot 2}{8} = 78 \text{ mkg}$$

$$M_{IV} = \frac{Q_4 l_4}{8} = \frac{390 \cdot 2,5}{8} = 122 \text{ »}$$

$$M_I = \frac{Q_1 l_1}{8} = \frac{250 \cdot 1,6}{8} = 50 \text{ »}$$

$$M_{II} = \frac{Q_2 l_2}{8} = \frac{390 \cdot 2,5}{8} = 122 \text{ »}$$

ferner ist das Moment des auskragenden Teiles in der oberen Tragfläche

$$M_V = \frac{Q_5 l_5}{2} = \frac{156 \cdot 1}{8} = 78 \text{ mkg}$$

und zwar tritt dieses Moment über der äußersten Stütze auf.

Nun müßten die Stützenmomente gerechnet werden. Zu diesem Zwecke sei der untere Holm zunächst untersucht. Wegen der freien Auflagerung bei 1 und 3 (Fig. 3 ist für den unteren Holm maßstabrichtig ausgeführt) sind, wie schon oben erwähnt, die Stützenmomente M_1 und M_3 gleich Null. Das Stützenmoment M_2 rechnet man dann nach Gleichung (1a):

$$2 M_2 (l_1 + l_2) = -\frac{1}{4} (q l_1^3 + q l_2^3)$$

$$M_2 = -\frac{156 (1,6^3 + 2,5^3)}{8 \cdot (1,6 + 2,5)} = -93,8 \text{ mkg.}$$

Damit kann also bereits der gesamte Momentenverlauf für die unteren Holme aufgezeichnet werden. Man trägt zu diesem Zwecke das Stützenmoment als negativ, beispielsweise über der Schlußlinie 13 aufwärts auf (4) und verschiebt die Momentenparabeln so, daß der eine Punkt 1 sowohl als auch 4 darauf zu liegen kommt. Oder man zeichnet in Fig. 3a unter 13 die Strecke 24 ein, die im gleichen Momentenmaßstab, wie der für die Parabeln gewählte, dem Betrag M_2 entspricht und verbindet mit 1 und 3; dort wo dann diese (strichliert gezeichnete) Linie die Parabel schneidet, ist das Moment Null (Punkt 5 und 6) und geht dann in negativ über. Damit ist der vollständige Verlauf der Momente in den unteren Holmen gegeben.

Diese Momente werden nun auch für die oberen Holme gerechnet. Dort ist zunächst ohne Berücksichtigung des Auslegers das Moment über der Stütze 5 (Fig. 5) nach Gleichung (1) mit Rücksicht darauf, daß ja M_4 auch hier Null ist:

$$2 M_5 (l_3 + l_4) + M_6 l_4 = -\frac{1}{4} (q l_3^3 + q l_4^3);$$

nun ist aber

$$M_6 = -M_V,$$

daher

$$2 M_5 (2 + 2,5) = -\frac{q}{4} (2^3 + 2,5^3) + M_V 2,5$$

$$M_5 = -80,7 \text{ mkg,}$$

d. h., das Stützenmoment wird infolge der Einwirkung des auskragenden Teiles um 21,7 mkg verkleinert. Der Einfluß ist also hier sehr bedeutend.

Nachdem auch das Moment

$$M_5 = -M_V$$

bekannt ist, kann man wieder, wie in Fig. 3, den Verlauf der Momentenlinie zeichnen (Fig. 5b) und schließlich die Stützendrücke der Reihe nach berechnen:

Die Auflagerdrücke im unteren Tragdeckholm ergeben sich zu

$$A_1 = \frac{Q_1}{2} + \frac{M_2}{l_1} = \frac{250}{2} - \frac{93,8}{1,6} = 66,4 \text{ kg}$$

$$A_2 = \frac{Q_1 + Q_2}{2} - M_2 \left(\frac{1}{l_1} + \frac{1}{l_2} \right) = \frac{250 + 390}{2} + 93,8 \left(\frac{1}{1,6} + \frac{1}{2,5} \right) = 416,1 \text{ »}$$

$$A_3 = \frac{Q_2}{2} + \frac{M_2}{l_2} = \frac{390}{2} - \frac{93,8}{2,5} = 157,5 \text{ »}$$

$$A_1 + A_2 + A_3 = \Sigma Q = 640,0 \text{ kg}$$

zur Probe muß jedesmal

$$A_1 + A_2 + A_3 = Q_1 + Q_2 + Q_3$$

sein, was auch in dem Beispiel stimmt.

Damit sind sämtliche Auflagerdrücke ermittelt und es kann zur Bestimmung der Stabkräfte z. B. mit Hilfe eines Cremonaplanes geschritten werden. Vorher sei aber noch folgendes überlegt: Es wurde schon oben hervorgehoben, daß in gleicher Weise der Stirndruck Auflagerdrücke in den horizontal liegenden Fachwerken hervorruft, die genau so ermittelt werden müßten, wie es für den Auftrieb geschehen ist. Fallen aber die Knotenpunkte der Innenverspannung mit denen der vertikalen Fachwerke zusammen, wie dies ja in der Regel der Fall ist, dann wird die Sache einfacher. Wählt man nämlich den Stirndruck zu 0,2 des Auftriebes, wie es beispielsweise den Vorschriften der Österreichischen Heeresverwaltung entspricht, so findet man auch die Auflagerdrücke

zu 0,2 derjenigen, die durch den Auftrieb hervorgerufen wurden, also für das obere Tragdeck beispielsweise

$$A_4' = 46,3 \text{ kg}$$

$$A_5' = 157,0 \text{ »}$$

$$A_6' = 140,0 \text{ »}$$

und für die untere Tragfläche

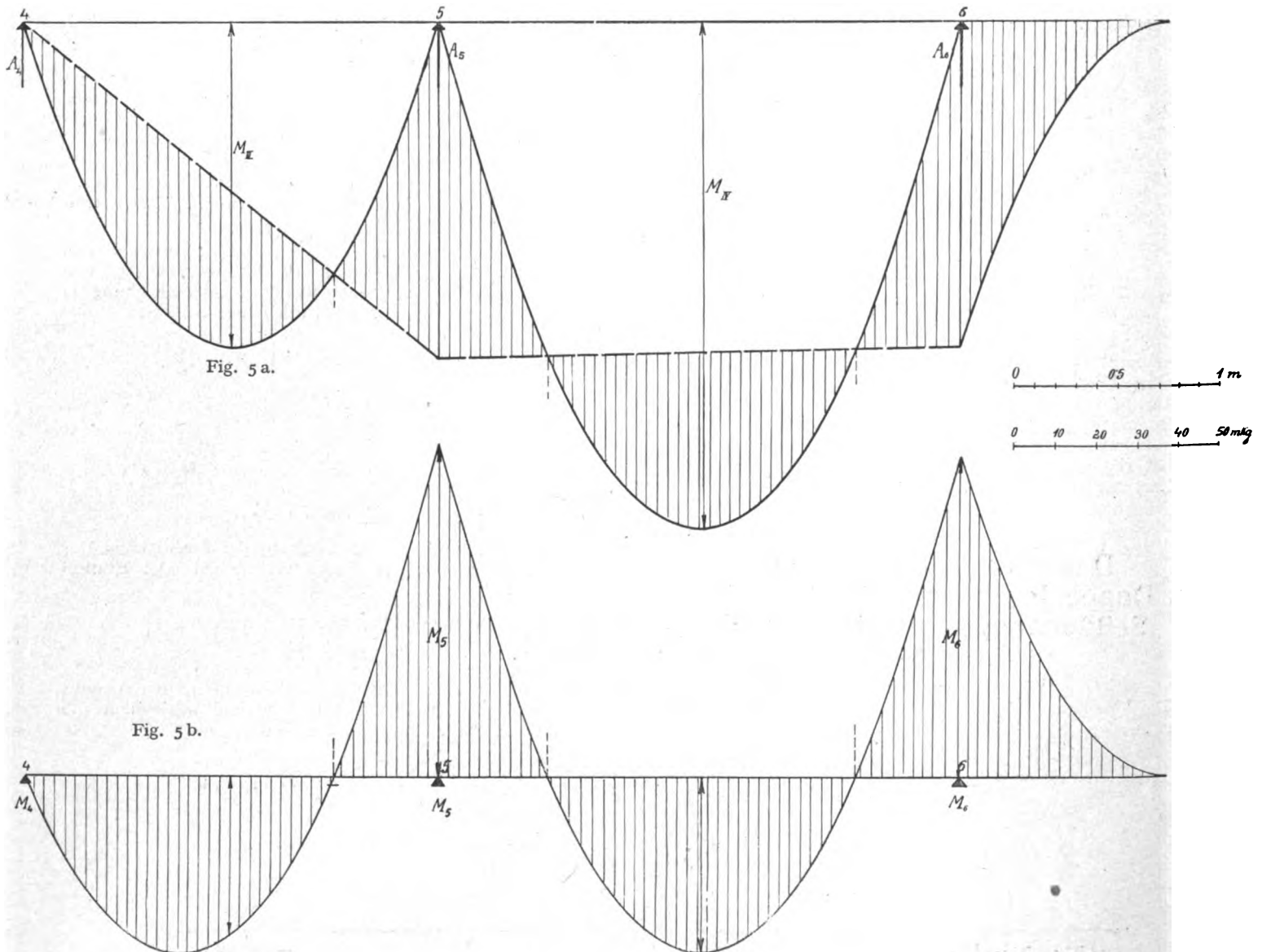
$$A_1' = 25,6 \text{ kg}$$

$$A_2' = 166,5 \text{ »}$$

$$A_3' = 63,0 \text{ »}$$

Diese Auflagerdrücke sollten eigentlich genau so wie die infolge des Auftriebes bestimmt werden. Die Bestimmung ist aber noch einfacher möglich; die Momente und daher auch die Auflagerdrücke sind, gleiche Spannweiten vorausgesetzt, proportional den Belastungen, also wäre für das Oberdeck einzusetzen:

$$q = 0,2 \cdot 312 = 62,4 \text{ kg/m;}$$



alle Auflagerdrücke sind daher zu finden, indem man die Drücke, welche vom Auftrieb herrühren, mit $\frac{62,4}{156}$ multipliziert; so werden auch die Werte A_1' bis A_6' gefunden.

Da das Verfahren zur Bestimmung der Stabkräfte nach Cremona als bekannt vorausgesetzt werden kann¹⁾, so ist in Fig. 6 die Ermittlung der Axialkräfte vorgenommen worden und zwar für den Auftrieb, während Fig. 7 den Cremonaplan für den Rücktrieb darstellt. Die Stabspannungen sind zu den einzelnen Stäben hinzugeschrieben, wobei — Druck und + Zug bedeutet. Vorteilhaft stellt man dann diese Spannungen in einer Tabelle zusammen (Tabelle 1 u. 2), so daß man die resultierenden Axialkräfte findet, indem man, wie das einleitend erklärt wurde, die Summen bzw. Differenzen der Stabspannungen bildet.

Tabelle 1.
Axialkräfte im Oberdeck.

Stab	Spannungen vom		Resultierende Spannung
	Auftrieb	Stirndruck	
1	— 700	0	— 700
2	— 1800	+ 290	— 1590
3	— 700	— 290	— 990
4	— 1800	— 790	— 2670
5	0	— 140	— 140
6	0	— 297	— 297
7	0	+ 322	+ 322
8	0	+ 580	+ 580

Tabelle 2.
Axialkräfte im Unterdeck.

Stab	Spannungen vom		Resultierende Spannung
	Auftrieb	Stirndruck	
1	0	0	0
2	+ 700	+ 132	+ 832
3	0	— 132	— 132
4	+ 700	— 435	+ 265
5	0	— 63	— 63
6	0	— 230	— 230
7	0	+ 146	+ 146
8	0	+ 380	+ 380

Zu einer vorläufigen Kontrolle der Beanspruchungen genügt es nun, wenn man die auf Druck beanspruchten Teile rechnet nach der Eulerschen Formel:

$$P = \frac{\pi^2 E J}{l^2},$$

worin

- P die Axialkraft in kg,
- E den Elastizitätsmodul in Atm.,
- J das kleinste axiale Trägheitsmoment in cm⁴,
- l die Knicklänge in cm

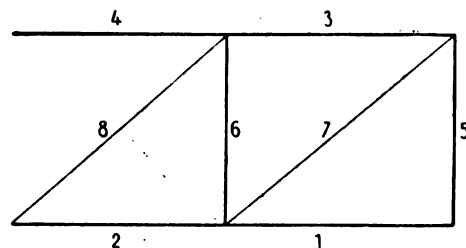
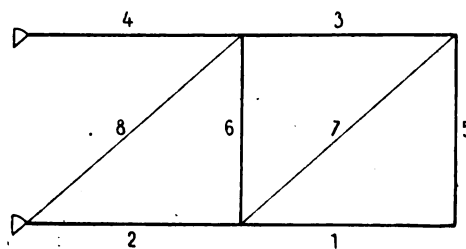
bedeutet. Für l setzt man einfach die Entfernung der Mittel zweier Knoten, P ist die oben errechnete Axialkraft. Bezüglich der Trägheitsmomente der Holme ist folgendes zu überlegen: Man sollte wegen der zu befürchtenden Ausknickung der Holme in die Formel eigentlich das kleinste Trägheitsmoment des Querschnittes einsetzen, d. h. die Holme sollten theoretisch nach der Richtung ihrer kleinen Querschnittsachse ausknicken. Nun werden sie aber in dieser Richtung durch die Spieren, die ja bei richtiger Konstruktion sehr steif sind, gehalten, so daß, allerdings knickfeste Spieren vorausgesetzt, die Holme schlimmsten Falles in Richtung der großen Querschnittsachse ausknicken müßten. Aber auch in dieser

¹⁾ Sollte dies nicht der Fall sein, so findet sich dieses nebst den Grundlagen der Graphostatik in einer Reihe von Aufsätzen des Verfassers: »Graphostatik mit besonderer Berücksichtigung der Fachwerke in der Österreichischen Flugzeitschrift« vom Jahre 1915, wo auch die hier behandelten Fälle andeutungsweise bearbeitet wurden.

Richtung sind sie versteift, zumeist durch die darüber hinweggehenden Rippengurte, dann aber auch durch den Stoff und seine Spannung, so daß man dann sogar noch mit größerer Sicherheit rechnet, wenn man für J das größte axiale Trägheitsmoment einsetzt.

Auch Stiele werden nach der oben genannten Formel gerechnet. Da ist aber noch etwas anderes zu beachten: Die Spannungen, die in die Stiele hineinkommen, rühren ja von den Seilen her. Wäre keine Vorspannung vorhanden, sondern die Stielbeanspruchung einzig von der Belastung herrührend, dann könnte man ganz einwandfrei das kleinste axiale Trägheitsmoment rechnen aus

$$J_{\min} = \frac{P l^2}{\pi^2 E},$$



wobei man für P eben jenen Wert einsetzt, den der Cremonaplan ergibt. Da aber die Seile ja nie ohne Vorspannung eingebaut werden können, man überdies der Gefahr ausgesetzt ist, daß durch unsachgemäßes Anspannen der Seile viel mehr Druck in die Stiele kommt, als durch die Belastung, so ist es richtiger, zur Dimensionierung folgenden Weg einzuschlagen: Die Seildimension wird so gewählt, daß das Seil mit Rücksicht auf die Spleißung noch der entsprechenden Sicherheit genügt, dann bestimmt man mit Hilfe eines Kräftedreiecks die Komponente, die in den Stiel hineinkommen kann infolge der Seilspannung und rechnet mit dieser Kraft das nötige Trägheitsmoment der Stiele. Hier muß natürlich das kleinste Trägheitsmoment der gewöhnlich mit tropfenförmigem Querschnitt ausgeführten Stahlrohre eingesetzt werden, denn in diesem Falle sind die Stäbe in keiner Richtung gegen das Ausknicken geschützt und werden daher in Richtung des kleinsten Trägheitsmomentes sich ausbiegen. Der Einfluß der Biegungsbeanspruchung infolge des Luftwiderstandes ist bei den Röhren mit tropfenförmigem Querschnitt so klein, daß man ihn immer vernachlässigen kann.

Für das gerechnete Beispiel ist nun die Dimensionierung der Holme vorzunehmen. Aus der Tabelle 1 zeigt sich die auftretende Axialkraft aller Oberdeckstäbe. Für den Hinterholm im ersten Feld (Stab 4) am Rumpf gilt:

$$J = \frac{P l^2}{\pi^2 E},$$

wobei alles in kg und cm einzusetzen ist. Nimmt man gutes Fichtenholz an, so wird

$$E = 10^5 \text{ kg/cm}^2$$

$$J_4 = \frac{2670 \cdot 200^3}{10 \cdot 10^5} = 106,8 \text{ cm}^4,$$

wenn man für $\pi^2 = 10$ setzt.

Im zweiten Felde (Stab 3) rechnet man ein Trägheitsmoment von

$$J_3 = \frac{990 \cdot 250^2}{10 \cdot 10^5} = 62 \text{ cm}^4.$$

Die nötigen Trägheitsmomente für die übrigen, auf Druck beanspruchten Stäbe findet man zu

$$J_1 = 44 \text{ cm}^4$$

$$J_2 = 63,5 \text{ cm}^4.$$

Die Innenverspannung der Tragflächen besteht in der Regel aus Drähten und Röhren, für deren Elastizitätsmodul gesetzt werden kann

$$E = 2200,000 \text{ kg/cm}^2;$$

sonst ändert sich an der Formel nichts und man findet

$$J_5 = 0,092 \text{ cm}^4$$

$$J_6 = 0,195 \text{ cm}^4.$$

Für die auf Zug beanspruchten Diagonalen reichen Drähte von 3 mm Durchmesser vollständig aus, solange die Beanspruchung 600 kg nicht übersteigt, da diese hart gezogenen Drähte ja meist Bruchfestigkeiten von 200 kg/mm² und auch noch mehr aufweisen. Allerdings reißen diese Drähte nur sehr selten wo anders als an der Befestigungsstelle, woraus sich ergibt, daß die gegenwärtig verwendete Befestigung mittels Drahtspiralen und umgebogenen Enden durchaus nicht

zweckentsprechend ist. Dort, wo diese Drähte zu schwach sind, werden dann Drahtseile verwendet, so daß für die Berechnung der Stäbe 5 und 6 das gleiche gilt, was bereits oben bezüglich der Dimensionierung mit Rücksicht auf die Vorspannung erwähnt wurde.

In der unteren Tragfläche ergibt die Berechnung folgendes: Der Stab 1 ist durch keinerlei Axialkräfte, sondern lediglich durch die gleichförmig verteilte Last auf Biegung beansprucht.

Der Stab 2 ist mit 832 kg auf Zug beansprucht. Es muß daher sein Querschnitt so groß sein, daß die Zugspannung in der Flächeneinheit nirgends die zulässige erreicht. Läßt man

$$\sigma_s = 600 \text{ kg/cm}^2$$

zu, was eher zu niedrig als zu hoch gegriffen ist, so muß sein

$$F_2 \sigma_s = P_2$$

also

$$F_2 = \frac{791}{600} = 1,32 \text{ cm}^2.$$

Derart schwache Holme lassen sich praktisch gar nicht ausführen und ist daher die Zugbeanspruchung in den gewöhnlichen Fällen immer sehr klein, so daß sie gegen die Biegungsbeanspruchung fast verschwindet. Ferner ist auch folgendes bezüglich des unteren Vorderholmes zu bedenken: Infolge der Biegungsbeanspruchung tritt zunächst eine gewisse Durchbiegung ein; durch die im Stab herrschende Zugspannung wird er aber wieder gestreckt, d. h. im unteren Vorderholm wirken Biegungsbeanspruchung und Zugkraft entgegen, derart, daß die spezifischen Druckspannungen verringert werden, die Zugspannungen sich aber vergrößern.

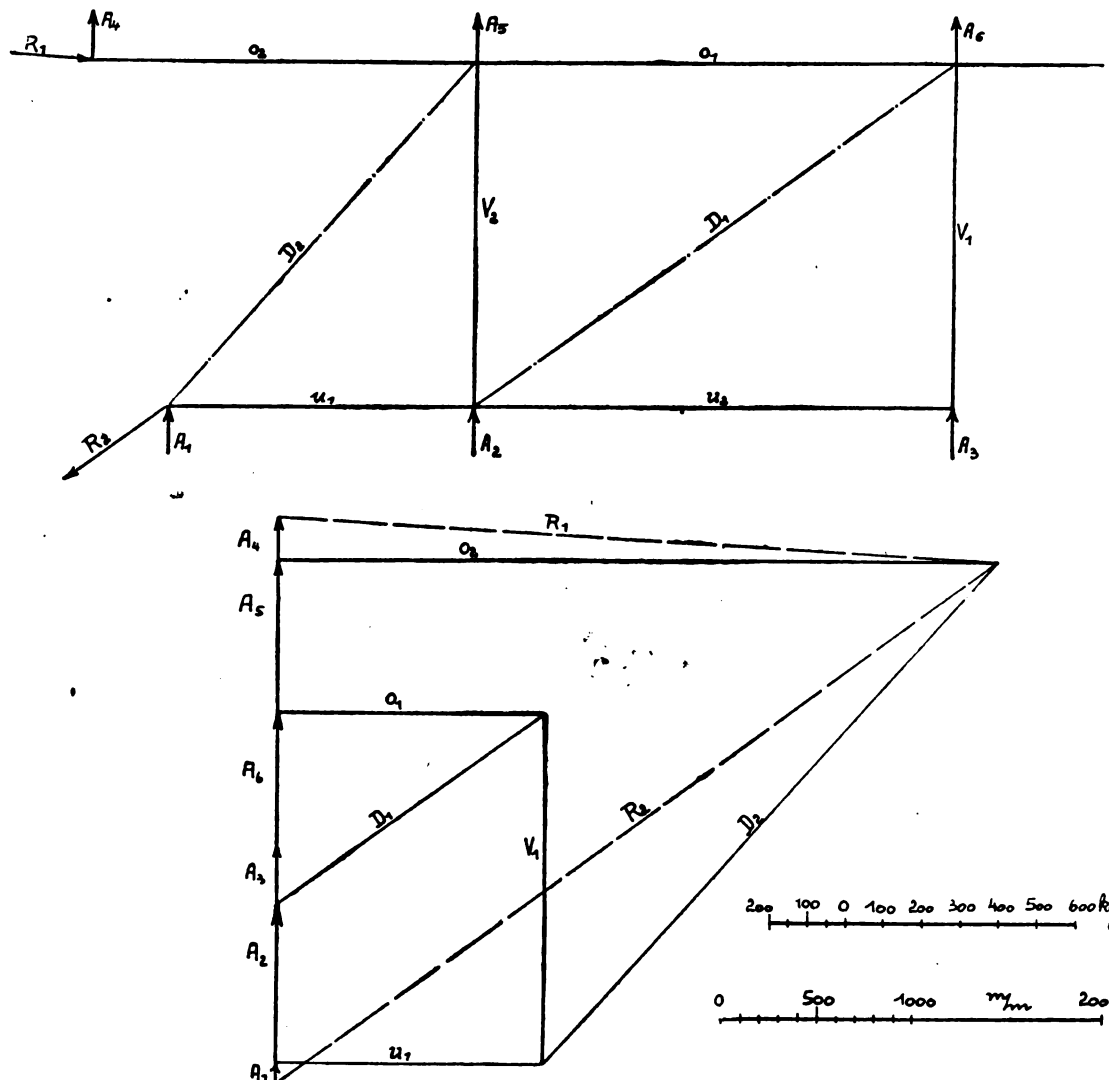


Fig. 6.

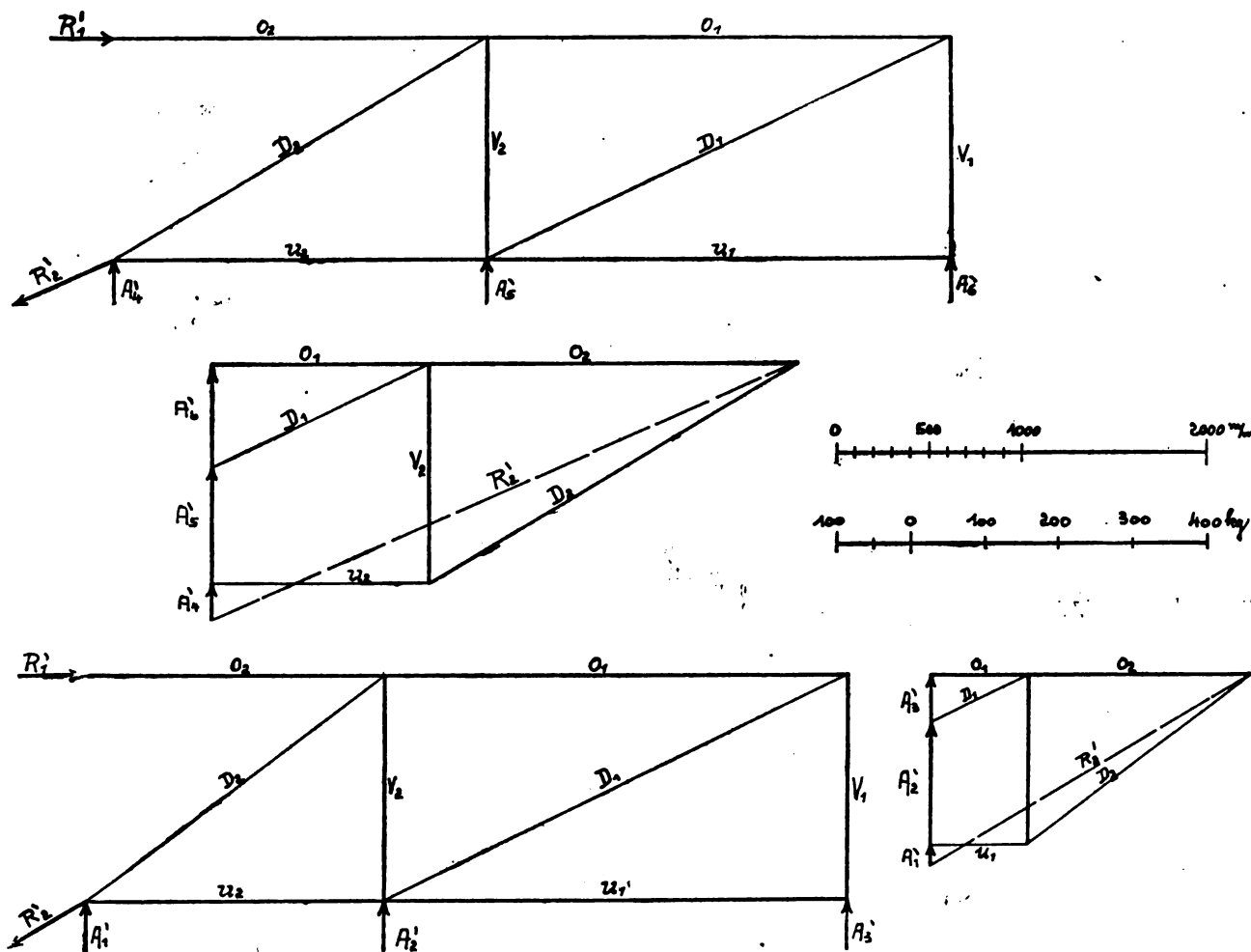


Fig. 7.

Im Stab 3 herrscht 132 kg Druck, sein Trägheitsmoment muß also

$$J_3 = 8,25 \text{ cm}^4$$

betragen; dagegen ist im Stab 4 schon wieder Zug (265 kg) und man muß daher in diesem Falle wieder die Fläche

$$F_4 = \frac{265}{600} = 0,443 \text{ cm}^2$$

rechnen. Es gilt hier das gleiche wie oben bei Berechnung des Stabes 2 gesagt wurde. Besonders wichtig ist aber die Ausbildung des Knotens zwischen 3 und 4, weil dort die Stabspannungen ihren Sinn ändern. Schroffe Übergänge müssen an dieser Stelle unbedingt vermieden werden:

Für den Stab 5 findet man ein

$$J_5 = 0,041 \text{ cm}^4$$

und für Stab 6

$$J_6 = 0,151 \text{ cm}^4,$$

während wie oben für Stab 7 und 8 Drähte von 3 mm Durchmesser verwendet werden können.

Die beiden vertikalen Fachwerke, also die vordere und hintere Verspannungsebene, senkrecht zur Flugrichtung, sind in den Vertikalen (Stiele) und in den Diagonalen gleich stark beansprucht, falls die Holme symmetrisch zum Druckmittelpunkt der Flächen angeordnet sind, sonst ergäben sich auch verschiedene Stabspannungen, die man natürlich berücksichtigen müßte. In dem durchgerechneten Beispiele hat die innere Vertikale, also der erste Stiel, einen Druck von 924 kg aufzunehmen und braucht daher ein Trägheitsmoment von

$$J_1 = \frac{P^2}{\pi^2 E} = \frac{924 \cdot 180^2}{10 \cdot 2200000} = 1,36 \text{ cm}^4$$

Für den äußeren zweiten Stiel ergibt sich ($P = 158 \text{ kg}$)

$$J_2 = 0,233 \text{ cm}^4.$$

Diese beiden Trägheitsmomente sind natürlich die kleinsten des betreffenden Querschnittes.

Für die inneren Diagonalen können Drahtseile verwendet werden, die einen Durchmesser von $= 5,8 \text{ mm}$ haben, welche in der Spleißstelle 2070 kg aushalten; den äußeren Seilen genügt:

$$\Phi = 4,2 \text{ mm}$$

mit 1080 kg Festigkeit in der Spleißung.

Durch das Anziehen dieser Seile entsteht aber in den Stielen eine bedeutende Vorspannung, so daß man diese auch so dimensionieren soll, daß selbst durch unsachgemäßes Anziehen der Seile ein Ausknicken der Stiele nicht zu befürchten ist. Falls im Seil die größte Spannung auftritt, die es noch aushält ohne zu reißen, so werden in dem am Rumpf gelegenen inneren Stiel 1400 kg Druck hervorgerufen und das nötige Trägheitsmoment ergibt sich zu

$$J_1 = 2,1 \text{ cm}^4$$

(diese Kraft erhält man einfach durch Zerlegung der Seilspannung in die Holm- und Stielrichtung) und für den äußeren Stiel (620 kg)

$$J_2 = 0,93 \text{ cm}^4,$$

also wie man sieht bedeutend größer, als nur mit Rücksicht auf die statische Belastung.

Die Dimensionierung der Holme erfolgt nun zunächst folgendermaßen: Aus dem entworfenen Spierenprofil kennt man die Höhe, die der Holm an der betreffenden Stelle höchstens haben kann. Setzt man zunächst vollen Querschnitt voraus (Fig. 8 a), so ist dessen Trägheitsmoment gegeben durch:

$$J_{\max} = \frac{b h^3}{12},$$

wenn man das größte Trägheitsmoment, wie oben begründet wurde, in die Rechnung einführt. Die Holme sind nur in

den Knotenpunkten voll, in den dazwischen liegenden Teilen aber ausgefräst (Fig. 8b), so daß ihr Trägheitsmoment nur

$$J_{\max} = \frac{b h^3 - b_1 h_1^3}{12}$$

ausmacht. Diese kastenförmig ausgeführten Träger werden überall dort angewendet, wo man es mit hoher Beanspruchung zu tun hat, also auf alle Fälle in der oberen Tragfläche. Dort wo die Beanspruchung niedriger ist, können auch I-förmig ausgeführte Träger nach Fig. 8c Verwendung finden, deren Trägheitsmoment gegeben ist durch

$$J_{\max} = \frac{b h^3 - b_1 h_1^3}{12}$$

Bezüglich dieses letzteren Querschnittes ist nur zu bedenken, daß er nicht besonders geeignet ist, Schubspannungen aufzunehmen und daß die Gefahr vorliegen kann, daß der Holm früher durch die Scherbeanspruchung als durch die Axialkraft zerstört wird.

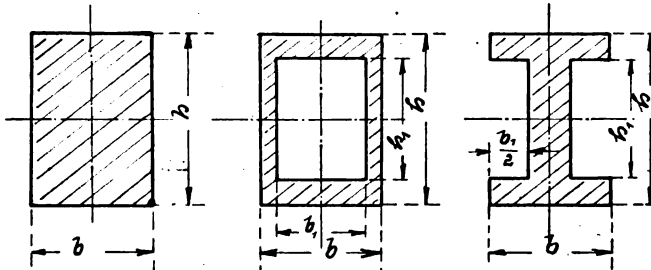


Fig. 8 a.

Fig. 8 b.

Fig. 8 c.

Infolge des bereits entworfenen Spierenprofils steht beispielsweise für den Hinterholm maximal 70 mm Höhe zur Verfügung; das notwendige Trägheitsmoment wurde mit 106,8 cm gefunden. Der volle Querschnitt müßte daher eine Breite von

$$b = \frac{12 J_4}{h^3} = \frac{12 \cdot 106,8}{343} = 3,75 \text{ cm}$$

haben. Die Ausfräsung ändert nicht viel am Trägheitsmoment und der gefräste Querschnitt nach Fig. 9a hat ein

$$J_4 = \frac{4 \cdot 7^3 - 3 \cdot 5^3}{12} = 116,0 \text{ cm}^4.$$

also hinreichend groß, um so mehr, als infolge der Abrundungen beim Fräsen ja das J auch noch vergrößert wird.

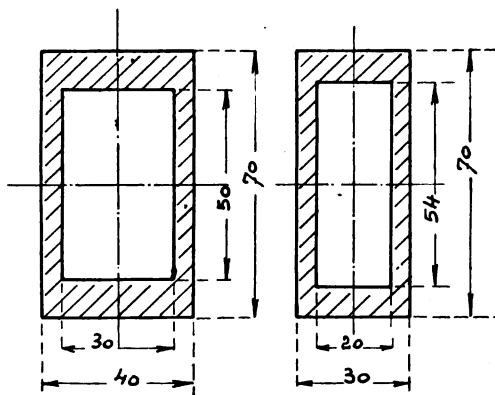


Fig. 9 a.

Fig. 9 b.

Im zweiten Feld des Oberdeckes ist $J = 62 \text{ cm}^4$ nötig; der Querschnitt nach Fig. 9b hat

$$J_3 = \frac{3 \cdot 7^3 - 2 \cdot 5,4^3}{12} = 60 \text{ cm}^4,$$

was auch noch genügt. Der Endquerschnitt gegen den auskragenden Teil hat dann noch ein Widerstandsmoment von

$$W = \frac{J_3}{h} = \frac{60}{3,5} = 17 \text{ cm}^3$$

und kann daher

$$h_b = 600 \text{ kg/cm}^2$$

als zulässige Biegungsbeanspruchung angenommen, ein Biegemoment von

$$M = W h_b = 17 \cdot 600 = 10200 \text{ cmkg}$$

aufnehmen, während dort das Biegemoment 7800 cmkg beträgt, der Holm also auch noch reichlich dimensioniert ist. Schwächungen dieser gegen den äußeren Flügelrand hin liegenden Knoten sind daher in der Regel zulässig, da ja in dem ausladenden Holmstück nur Biegungsbeanspruchungen vorkommen können.

Genau so wie jetzt der obere Hinterholm der Tragfläche berechnet wurde, kann auch der vordere berechnet werden. Für das Unterdeck dimensioniert man die Holme am einfachsten mit Rücksicht auf leichte und billige Herstellbarkeit und rechnet dann die auftretenden Beanspruchungen (fast durchwegs immer reine Zugbeanspruchung) nach, die in der Regel sehr niedrig ausfallen, weil man meist die Holme praktisch gar nicht schwach genug herstellen kann.

Wie sich aber oben noch gezeigt hat, treten in dem Knotenpunkte sehr große Biegemomente auf und man muß daher den Querschnitt in den Knoten auf Biegung nachrechnen. Dies sei auch noch für den oberen Hinterholm durchgeführt. Das Widerstandsmoment ist ja gegeben durch

$$W_4 = \frac{J_4}{h} = \frac{116}{3,5} = 46,3 \text{ cm}^4,$$

daher ist ein Biegemoment von

$$M = 56,3 \cdot 600 = 27800 \text{ cmkg}$$

zulässig, während in Wirklichkeit nur 2950 cmkg auftreten. Da aber die Knoten nicht ausgefräst werden, so wäre ein noch etwas größeres Biegemoment zulässig. (Bezüglich dieser Beanspruchung siehe später!)

Damit ist aber eine genaue Berechnung noch nicht abgeschlossen, denn die Biegungsbeanspruchung tritt ja nicht nur in den Knotenpunkten auf, sondern auch in den freien Feldern, und das hat zur Folge, daß der Träger sich durchbiegt und zwar um so mehr, je größer bei gleicher Belastung die Feldweite und je kleiner das Widerstandsmoment ist. Biegt sich aber der Träger durch, d. h. weicht seine Schwerlinie von der ursprünglichen Achse ab, so kann die Normalkraft, die von der Fachwerkskonstruktion stammt, nicht mehr rein axial wirken und es tritt zu der Normalbeanspruchung noch Biegungsbeanspruchung hinzu, weil die exzentrisch zum Schwerpunkt wirkende Axialkraft, den symmetrisch vorausgesetzten Querschnitt um seine Nulllinie, in diesem Fall also um eine Symmetrieachse, drehen will. Da infolge der Biegungsbeanspruchung im vertikalen Sinne die Durchbiegung auch nur in dieser Richtung erfolgen kann, der Schwerpunkt daher auch so aus seiner ursprünglichen Lage gerückt wird, so kann die Biegung wieder nur um die horizontale Schwerachse erfolgen; man hat in die Berechnung dann eben wieder das größte Widerstandsmoment einzusetzen. Diese Exzentrizität des Lastangriffes hat nun zweierlei zur Folge: Erstens tritt in jedem Querschnitt außer der reinen Zug- bzw. Druckbeanspruchung eine von der Biegung herrührende zusätzliche Spannung auf, derart, daß die eine äußerste Faser gezogen, die andere aber gedrückt wird, also bei Zugbeanspruchung z. B. sich die Zugspannungen in der einen äußersten Faser des Querschnittes addieren und in der anderen, wo infolge des Biegemomentes Druck entsteht, die Spannungen sich subtrahieren. Diese Verhältnisse werden durch die Formel

$$\sigma_{z,d} = \frac{P}{F} \pm \frac{M e_1}{J}$$

ausgedrückt; dabei bedeutet

σ_z die Zugspannung in kg/cm^2 ,
 σ_d die Druckspannung in kg/cm^2 ,

P die Axialkraft in kg,
 F den Querschnitt in cm^2 ,
 M das Biegemoment in cmkg ,
 J das Trägheitsmoment in cm^4 ,
 e_1 den Abstand der gezogenen bzw. gedrückten Faser
von der Nulllinie in cm.

(Schluß folgt.)

Bericht des englischen Beirates auf dem Gebiete der Luftschiffahrt für 1915/16.

Auszug aus der Besprechung im «Engineering» vom 11. Aug. 1916,
übersetzt von Ing. G. A. Fritze.

»Während der Bericht früher sehr umfangreich war, ist er naturgemäß jetzt zurückhaltend. Die Arbeiten der Royal Aircraft Factory und des National Physical Laboratory erstreckten sich auf Verbesserungen an Heeres- und Marineflugzeugen. Einzelheiten der wissenschaftlichen Versuche werden später veröffentlicht werden. Ein Vertreter der Marine wurde zugezogen, weil künftig die Luftschiffahrt in der Marine eine immer wichtigere Rolle spielen wird.

»Drei Windkanalapparate mit Durchmessern von 3,4 und 7 engl. Fuß standen schon zur Verfügung und außerdem wurden neue Apparate für 7 und 4 Fuß angeschafft und das Personal vermehrt. Auf Grund der Versuche wurden Verbesserungen an den Windkanalapparaten ausgeführt. Das Massachusetts Institute of Technology hat einen Apparat angeschafft, der genau einem der englischen 4 Fuß-Apparate entspricht, und eine Zeichnung der Wage des Apparates von 7 Fuß wurde dem Navy Department in Washington geschickt.

»Eine der wichtigsten Aufgaben war der Vergleich zwischen einem Flugzeugmodell und seinem Original.

»Eiffel fand seinerzeit, daß die Widerstandsziffer fallender Kugeln sich in Abhängigkeit vom Durchmesser änderte und Lord Rayleigh bemerkte hiezu, daß sich aus theoretischen Erwägungen ergäbe, daß die Widerstandsziffer bei verschiedenen Modellen die gleiche war, wenn das Verhältnis $\frac{v l}{\nu}$ gleich war, wobei v die Geschwindigkeit der Bewegung, l die Länge irgendeiner entsprechenden Abmessung des Modelles und ν die kinematische Zähigkeit der Luft war. Durch neue Versuche in dem 7-Fuß-Tunnel wurde dieser Zusammenhang noch weiter erforscht.

»Ferner wurde eine Reihe von Widerstandsmessungen an Streben und Drähten gemacht und dabei ergab sich, daß die R.A.F.-Drähte der Luft keinen oder nur wenig größeren Widerstand bieten als Stromlinienformen und da sie viel leichter herzustellen und anzuwenden sind, sind sie allgemein eingeführt (standardised). Es ergab sich ferner die Notwendigkeit, Universalverbindungen an den Endstreben zu verwenden, in Rücksicht auf die Wirkungen der Vibration, die sehr schädlich waren, wenn die natürliche Periode mit der Zahl der Umdrehungen der Maschine synchron ist.

»Ein sechsfacher Sicherheitsfaktor wurde für notwendig gehalten, der jedoch bei besonderen Anforderungen an die Geschwindigkeit und Steigfähigkeit verringert werden kann. Diese Heruntersetzung erfordert jedoch eine Verringerung des «factor of ignorance». Aus dem Bericht ergibt sich, daß im letzten Jahre die Rechenmethoden sehr verbessert wurden. Die neuen Flügelquerschnitte, die sich aus den neu gewonnenen Ergebnissen ergaben, ließen die Leistungsfähigkeit (capacity) der Flugmaschine für ein gegebenes Gewicht und gegebene Maschinenleistung anwachsen. Bei größeren Maschinen wurden die Landungseinrichtungen durch eine Einführung von Luft- und Ölpuffern verbessert.

»Die Bespannung der Flügel wurde sorgfältig studiert. Es ergab sich, daß die aktinischen Sonnenstrahlen allmählich zur Zerstörung der Bespannungen beitragen; eine geeignete Farbe wurde infolgedessen dem Anstrich beigefügt, die gleichzeitig die Sichtbarkeit der Maschine im Fluge stark verringert. Auch ein nicht giftiger Anstrich wurde entdeckt.

»Der Bericht enthält auch Vergleiche über Propellerversuche, die in Windkanälen und mit einer Rundlaufeinrichtung ausgeführt wurden. Das Ergebnis ist ziemlich gleich, doch sollen die Versuche wegen der Zeit- und Arbeitsersparnis künftig

in Windtunnels ausgeführt werden. Die Fachleute erwarten mit Ungeduld die Veröffentlichung der Einzelheiten dieser Berichte.

»Die aerodynamischen Eigenschaften von Bomben wurden gleichfalls untersucht und optische Apparate zur Erleichterung der Beobachtungsergebnisse geschaffen. Ferner wurden die Magnete, die Zündungen und die Aufstellvorrichtungen für die Maschinengewehre studiert.

»Abgesehen von dem hervorragenden Mut der Flugzeugführer sind die vorzüglichen Ergebnisse unserer Flugzeuge nicht zum geringsten Teile auf diese Versuche zurückzuführen.»

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h, 15. P. 32 848. Einrichtung zum Einfahren von Luftschiffen in ihre Hallen und zum Ausfahren aus den Hallen. Wilhelm Pingel, Kiel-Dietrichsdorf, Heikendorferweg 86. A 15. 4. 14. E. 30. 12. 16.

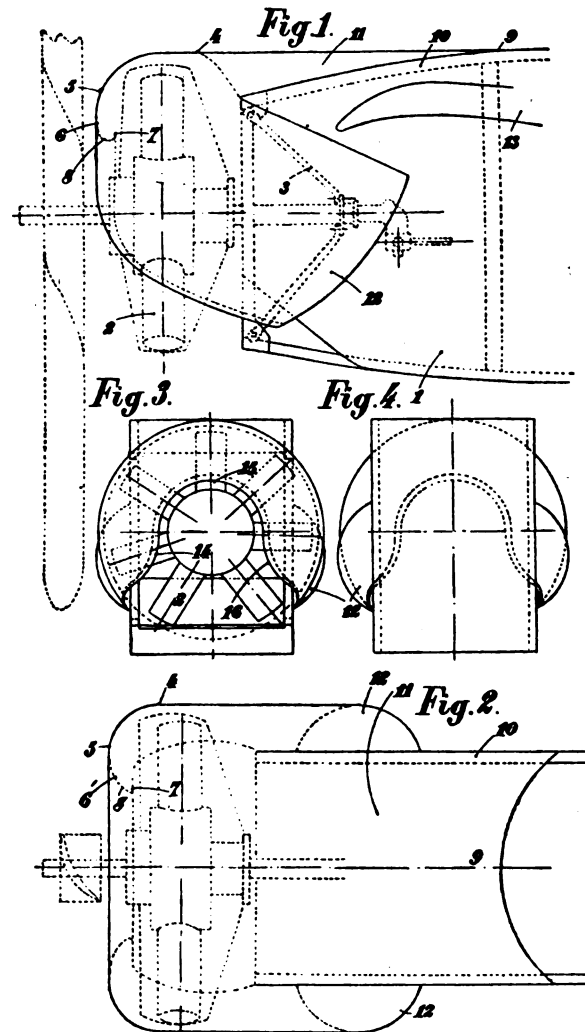
77 h, 5. E. 20913. Tragflächenrippe für Flugzeuge. Paul Carlton Elliott, Lawrence, Kansas; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. W. Karsten und Dr. C. Wiegand, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 2. 2. 15. V. St. Amerika. E 3. 2. 14.

Patenterteilungen.

77 h, 520978. Umfüllvorrichtung für Gastransportwagen. E. A. Schneider, Berlin, Bärwaldstr. 69. 2. 7. 12. Sch. 44 685 I. 7. 15.

Auszüge aus den Patentschriften.

293550. Schutzhaube für Umlaufmotoren an Flugzeugen. Société Anonyme Des Aéroplanes. Morane & Saulnier in Paris.



Zu Nr. 293 550.

Die Schutzhaube dient zur Verminderung des Luftwiderstandes bei Flugzeugen mit vorn liegendem Umlaufmotor und gleichzeitig zur Abführung des heißen Öles, das aus den verschiedenen Auspufföffnungen herausgeschleudert wird.

Die Öltröpfchen werden gesammelt und nach hinten unterhalb der Flügelkonstruktion abgeleitet, so daß jedes Abschleudern des Öles auf die Oberseite der Flügel vermieden und die damit verbundene Belästigung durch das sprühende Öl, der bisher der Flugzeugführer oder auch die Fluggäste ausgesetzt waren, zu vermeiden.

Der Rumpf 1 ist vorn vollkommen geschlossen und trägt, über die Spitze des Rumpfes vorstehend, den Motor 2.

Das Gehäuse besteht aus folgenden 3 Teilen. Der erste Teil, der den Motor umschließt, ist eine Art Umdrehungskörper, der durch den Umlauf einer Kurve 4, 5, 6, 7 um die Motorachse erzeugt ist. Der Teil 6, 7 der das Gehäuse bildenden Kurve bildet innerhalb des Gehäuses eine Art rinnenförmigen Tropffangs. Der geringste Durchmesser dieses Gehäuseteils ist so gewählt; daß der größte Teil des Motors davon umschlossen wird.

Der zweite Teil des Gehäuses verbindet den ersten mit der oberen Fläche des Rumpfes und mit seinen oberen Längsträgern 10. Dieser Gehäuseteil wird durch einen Zylinderausschnitt, der auf der Zeichnung mit 11 bezeichnet ist, gebildet.

Der dritte Teil des Gehäuses wird durch zwei kaminartige Fortsätze 12 gebildet, die links und rechts am Rumpf sitzen. Diese Fortsätze stellen Teile von Zylindermänteln mit einer schräg nach unten verlaufenden Erzeugenden dar. Vorn schließen sie an den ersten Gehäuseteil sich an, nach oben und unten gehen sie in die Seitenwandungen des Rumpfes über und öffnen sich nach hinten unterhalb der Befestigung der Flügel.

Im Unterteil ist das Gehäuse mit einer Öffnung versehen, deren Begrenzung in Fig. 3 durch die Kurve 14, 15, 16 bezeichnet ist. Die hierdurch entstehende Öffnung ist groß genug, um ein schnelles Entweichen der Auspuffgase und den freien Luftumlauf zu gestatten. Die Ränder der Öffnung sind nach innen zu umgebogen, so daß sie eine Fortsetzung der Tropfrinne 8 bilden, die in dem Teil 6, 7 des ersten Gehäuseteils vorgesehen ist. Diese Tropfrinne soll die abgeschleuderten Öltröpfchen sammeln und sie nach unten hin am unteren Rand der kaminartigen Fortsätze entfernen.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Metalphysik von Walther Deutsch. Verlag: Friedrich Vieweg & Sohn, Braunschweig. Oktav, 71 S. mit 20 Abbildungen. Preis geheftet: M. 3.—.

Uhlands Ingenieur-Kalender 1917. Dreihundvierzigster Jahrg. Bearbeitet von F. Wilcke, Ingenieur in Leipzig. In 2 Teilen. 1. Teil: Taschenbuch. Kl.-Oktav 224 S. mit vielen Tabellen, Textfiguren, Kalender und Notizblätter. 2. Teil: Für den Konstruktionstisch. Verlag: Alfred Kröner in Leipzig. Kl.-Oktav, 116 S. mit 600 Figuren im Text. Preis: geh. M. 3.—, geb. M. 4.—.

Das Werk ist für Ingenieure und Konstrukteure auf dem Gebiet des allgemeinen Maschinenbaues ein wertvolles Nachschlagewerk. A. V.

Lehrbuch der Physik. Zum Gebrauche beim Unterricht, bei akademischen Vorlesungen u. zum Selbststudium. Von E. Grimsch, Weil. Direktor der Oberrealschule. In 2 Bänden. 1. Band: Mechanik, Akustik und Optik. 3. Aufl. Groß-Oktav, 966 S. mit 1063 Figuren im Text und zwei farbigen Tafeln. Preis geh. M. 11.—, geb. M. 12.—. 2. Band: Magnetismus und Elektrizität. Durchgesehen und ergänzt von Prof. Dr. J. Classen, Prof. Dr. H. Geitel, Oberlehrer Dr. W. Hillers und Oberlehrer W. Koch. Gr.-Oktav, 542 Seiten mit 1 Bildnis E. Grimschs und 517 Figuren im Text. Preis geh. M. 7.—, geb. M. 8.—. Verlag: B. G. Teubner, Leipzig und Berlin.

Die Gasflamme als Werkzeug und Maschinen-Element. Richtlinien für die Anwendung des Gases zum Heizen mit einem Anhang von Franz Schäfer, Oberingenieur in Dessau. Verlag: R. Oldenbourg, München und Berlin, 1916. Oktav 35 Seiten mit 31 Figuren im Text. Preis geheftet: 80 Pf.

Dieses Heft ist eine Werbeschrift und eignet sich besonders für Betriebsleiter, Werkmeister und Handwerker, die in ihren Betrieben Löt- und Schweißarbeiten zu machen haben. Das Werk gibt auch Anregung zu anderweitiger vorteilhafter Anwendung der Gasheizflamme. A. V.

Das Gas als Heizmittel in Gewerbe und Industrie von Franz Schäfer. Oberingenieur in Dessau. Mit 56 Abbildungen. Oktav 51 S. mit 56 Abbildungen im Text. Einzelpreis: 80 Pf.; bei 50 bis 99 Exempl. 75 Pf., bei 100—500 Exempl. 70 Pf., bei mehr als 500 Exempl. 65 Pf.

Das Heft ist ein erweiterter Sonderdruck aus dem im gleichen Verlage erschienenen „Handbuch der Gastechnik“ von Dr. Schilling-Bunte, Band 8. In vorzüglicher Weise ist die Wirtschaftlichkeit der Gasheizung geschildert, die Gasbrenner werden beschrieben und ihre vorteilhafte Anwendung. Das Werk ist jedem, der Gas als Heizmittel benutzt, zu empfehlen.

„Die Kriegsschauplätze auf der Balkanhalbinsel und im Orient.“ Karte der Kriegsschauplätze. Preis 75 Pf. Verlag: F. A. Brockhaus, Leipzig.

Unsere Luftwaffe herausgegeben von Hauptmann a. D. Funk, mit Beiträgen berühmter Flieger und Führer von Luftschiffen. Kunstverlag „Bild und Karte“ Leipzig. Gr.-Oktav 100 S. mit vielen Textbildern und 3 Buntdrucken. Preis geb. M. 2.—.

Das im Verhältnis zum Preis sehr schön ausgestattete Buch ist namentlich für die Jugend geschrieben und zu Geschenken sehr zu empfehlen. Einen Teil des Reinertrages erhält der Luftfahrerdank.

Entfernungsmesser für Flugzeuge von Reile. Dieser sehr einfache Entfernungsmesser besteht aus einem Meßschieber mit 4 Teilungen. Zwei Teilungen für Flugzeuge von 10 und 15 m Spannweite, einen für die Höhe eines normalen Mannes und einen für Reiter. Dazu wird eine Anleitung geliefert mit Darstellung von verschiedenen Zielen und eine Meßtabelle. Eine zweite Tabelle dient zur Bestimmung der Größe entfernter Objekte. Selbstverlag von Kunstmalerei Reile in Stuttgart. Preis: M. 2.—.

Dynamical Stability of Aeroplanes (mit 5 Tafeln und 20 Abbild.) von J. C. Hunsaker, Smithsonian Miscellaneous Collections Vol. 62 Nr. 5. Washington 1916.

Der Verfasser untersuchte mittels der Methode der kleinen Schwingungen die Stabilität eines Flugzeuges und zwar nicht nur die Längsstabilität, sondern auch die Seitenstabilität. Die dazu erforderlichen Flugzeugkonstanten wurden durch Modellversuche ermittelt nach einem Verfahren, das bereits in der englischen Versuchsanstalt in Teddington angewandt wurde (vergleiche den darauf bezüglichen Artikel Seite 18 dieser Zeitschrift). Die Untersuchung ist für verschiedene Anstellwinkel durchgeführt, so daß man daraus die Verhältnisse bei schnellem und langsamem Fluge (kleinem und großem Anstellwinkel) übersehen kann. Der Einfluß der Stellung des Höhensteuers bei den verschiedenen Fahrgeschwindigkeiten blieb unberücksichtigt, an dem Modell waren Steuer- und Stabilisierungsflächen jeweils zu einer einzigen Fläche vereinigt. Zum Vergleich wurden noch 2 weitere Flugzeuge herangezogen, deren Konstanten teils vom Verfasser selbst bestimmt worden waren, teils aus dem Bericht der englischen Versuchsanstalt in Teddington entnommen waren. In einigen Tabellen sind die Hauptabmessungen, die Konstanten und die Stabilitätseigenschaften (Schwingungsdauer, Halbwertzeiten) für alle 3 Apparate übersichtlich zusammengestellt. Die ausführliche Darstellung der Versuche und der Rechnungen ist jedoch nur für ein Flugzeug durchgeführt, und durch zahlreiche Tabellen, Schaubilder und Photographien erläutert.

Von den Ergebnissen ist folgendes beachtenswert: Alle 3 Flugzeuge sind, abgesehen von der Gierbewegung bei 2 Flugzeugen, statisch stabil, doch zeigte sich in einigen Fällen eine dynamische Unstabilität, welche darin besteht, daß gewisse Schwingungen des Flugzeuges nicht allmählich abklingen, sondern immer größere Ausschläge annehmen. Es kommen hauptsächlich 4 Bewegungen in Betracht. 1. Die Längsschwingungen, die in der Symmetrieebene verlaufen (Längsstabilität). 2. Die Gierbewegung: Bei Unstabilität würde das Flugzeug die Neigung haben, anstatt geradeaus, in immer enger werdenden Kurven zu fahren. 3. Die Rollbewegung, sie besteht in Drehungen um die Längsachse. 4. Eine Kombination von sich gegenseitig beeinflussenden Roll- und Gierbewegungen. Bezüglich der Längsstabilität zeigten die beiden in Amerika untersuchten Modelle bei großen Fluggeschwindigkeiten hinreichende Dämpfung, bei starker Fahrtverminderung, wie sie beim Landen vorkommt, ergaben sich jedoch zunehmende Schwingungsausschläge, also dynamische Unstabilität. Die Gierbewegung war unperiodisch, das heißt die Ausschläge gingen entweder ohne Pendelungen auf Null zurück, oder sie vergrößerten sich kontinuierlich. Das erste der beiden amerikanischen Flugzeuge war bezüglich dieser Bewegung bei hohen Geschwindigkeiten stabil, bei niedrigen unstabil, für das andere war gerade das Umgekehrte der Fall, das englische Flugzeug war bei der einzigen untersuchten Geschwindigkeit unstabil. Die Rollschwingungen waren für alle untersuchten Fälle aperiodisch gedämpft. Bezüglich der kombinierten Roll- und Gierschwingungen zeigte das zweite amerikanische Flugzeug Unstabilität bei kleiner Fahrgeschwindigkeit, in allen übrigen Fällen ergaben sich gedämpfte Schwingungen.

Bei dem bisherigen Mangel an quantitativen Untersuchungen über die Flugzeugstabilität ist die vorliegende Arbeit sehr zu begrüßen, und allen zu empfehlen, welche sich für diese auch praktisch wichtigen Fragen interessieren.

Betz.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER

öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der
Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE STUTTGART
Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE
Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN
H. BOYKOW
FREGATTEN-LEUTNANT A. D.
FRIEDENAU-BERLIN
Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT
MÜNCHEN
Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT
FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN
Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG
Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESSELL
LINDENBERG-BERLIN
Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF
Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOLIKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHNISCHEM HOCHSCHULE
MOSKAU
R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN
Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN
Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG
Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE
Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROF. A. D. UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
Dipl.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL.
TECHNISCHEM HOCHSCHULE BRAUN-
SCHWEIG
Dipl.-Ing. SEPPELER
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF
FRHR.V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING.
LUFISCHIFFBAU ZWIPPEN, FRIED-
RICHSHAFEN
Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VII.

30. Dezember 1916.

Heft 23 und 24.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zu vor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. für die Zeile berechnet.
Alle Zeitschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechanst. Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: „Vorreiter Berlin-Steglitz“.

INHALT:

Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seil-
dehnungen auf die Kräfte. Von Dipl.-Ing. Karl Balaban. (Forts.) S. 161.
Französische und englische Militär-Flugzeuge. Von Ansbert Vorreiter,
S. 164.

Patentschau. S. 172.
Bücher-Besprechungen. S. 174.
Nachruf für Herrn Dr. med. Fritz Weisswange. S. 176.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 176.

Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte.

Von Dipl.-Ing. Karl Balaban.

(Forts. aus Heft 21/22.)

Ist P ein Zug und e , der Abstand der gezogenen Faser von der Nulllinie, so ergibt das + Zeichen die größte Zugspannung in kg/cm^2 ; sinngemäß für Druckbeanspruchungen.

Für gutes Fichtenholz wird man für diese Beanspruchungen zulassen können: Auf Zug

$$k_z = 750 \text{ kg/cm}^2$$

und für Druck

$$k_d = 250 \text{ kg/cm}^2,$$

das sind gute Durchschnittswerte, die im besonderen Falle leicht durch einen Zug- und Druckversuch richtiggestellt werden können.

Eine weitere Folge der Exzentrizität ist die Vergrößerung der Stützenmomente. Die Axialkraft erzeugt ein Moment, das bestrebt ist, die bereits vorhandene Durchbiegung zu vergrößern, falls es sich um eine Druckkraft handelt, während eine Zugkraft die Durchbiegung verkleinert, weil sie den Träger strecken will. Durch die Zugkraft kommen also keine schädlichen zusätzlichen Momente in das System; dagegen ergibt das Moment der Knicklast, das so zu nennende Knickmoment eine Vergrößerung

der Stützenmomente, die mitunter recht bedeutend sein kann. Der Ausdruck

$$P_K = \frac{\pi^2 E J}{l^2}$$

enthält l in der zweiten Potenz; das Moment dieser Knicklast P_K ist, wenn man mit δ die Durchbiegung in cm bezeichnet, gegeben durch

$$M_K = P_K \delta.$$

Der Verlauf des Momentes erfolgt nach einer Parabel, deren Scheitel in der Mitte der Spannweite liegt und die oben angeschriebene Größe M hat; dabei ist für δ der Wert einzusetzen, welcher der Durchbiegung in der Mitte entspricht. Die weitere Rechnung ist dann wieder ganz einfach: Da der Momentenverlauf eine Parabelfläche darstellt, kann man sich diesen dadurch entstanden denken, daß eine gleichförmig verteilte Last über den ganzen Träger verteilt, die allerdings über jeder Öffnung anders sich ergeben wird. Es muß, wenn man mit k diese gleichförmig verteilte Last in kg/cm bezeichnet, sein

$$k l^2 = 8 \delta P_K.$$

woraus man

$$k = 8 \frac{\delta P_K}{l^2} \dots \dots \dots (6)$$

findet; dieser Wert ist nun in die Clapeyronschen Gleichungen einzusetzen und damit die Stützenmomente zu berechnen.

Die Querschnitte sind dann in den Knoten nicht nur durch das zuerst berechnete Stützenmoment auf Biegung beansprucht, sondern durch die Summe aus dem dort errechneten und dem von den Knickmomenten hervorgerufenen. Ob diese Vergrößerung der Stützenmomente nachzurechnen ist, ergibt sich von Fall zu Fall. Sind die Stützenmomente klein und das zulässige Biegemoment für den Querschnitt groß dagegen, so wird man in der Regel die weitere Nachrechnung sich ersparen können. Übrigens ergibt dies schon nach einiger Zeit das Gefühl, ob und wie weit die genaue Berechnung durchzuführen ist.

Diese Art der Berechnung liefert schon recht genaue Werte; mit Bruchproben stimmen sie allerdings auch noch nicht ganz überein, da man die tragende Wirkung der Stoffbespannung, sowie der Formspieren bis jetzt nicht in Rechnung setzen kann.

Damit sind die tragenden Teile berechnet. Für die fallenden Diagonalen genügt zur Berechnung entweder das abwärts wirkende Tragflächengewicht oder, wenn man auch den Abtrieb berücksichtigen will, etwa 40 v. H. des Auftriebes als Belastung von oben angenommen; die Knotenpunktlasten sind dann natürlich auch nur 40 v. H. derjenigen, die der Auftrieb liefert. Die Stabspannungen können daraus leicht gefunden werden.

Außer den gekreuzten Diagonalen in den vertikalen Fachwerken der Vorder- bzw. Hinterholmebene, deren Berechnung ja durchgeführt ist, kommen noch die Drähte oder Seile der sog. Windverspannung in Frage. Theoretisch tragen diese Seile normalerweise nicht, sondern dienen in erster Linie nur dazu, den Anstellwinkel der Tragflächen verändern zu können. Wenn aber irgendeines der Seile in den Hauptverspannungsebenen reißt, so muß die betreffende Knotenpunktlast vom Windverspannungsseil aufgenommen werden und darauf hin sind sie auch zu rechnen. Die Berechnung selbst besteht in einer einfachen Kräftezerlegung der Knotenpunktlast nach dem Stiel und der Diagonale der Windverspannung und ist so einfach, daß sie hier für das Beispiel gar nicht erst durchgeführt werden soll.

Dagegen soll der Einfluß der Knickmomente noch untersucht werden für das teilweise schon gerechnete Beispiel. Die Durchbiegung in der Mitte der Spannweite setzt sich zusammen aus gewissen Beträgen, die sowohl von der gleichmäßig verteilten Belastung als auch von den Stützenmomenten herühren. Bekanntlich läßt sich nun die Durchbiegung auch zeichnerisch ermitteln, weil ja die elastische Linie dadurch gefunden werden kann, daß man die Momentenfläche als Belastungsfläche auffaßt und dazu ein Seilpolygon zeichnet, das bereits die Tangenten an die elastische Linie darstellt; so könnte man den ganzen Verlauf der Durchbiegungen finden. Für die Berechnung der Knickmomente genügt es aber, den Biegungspeil in der Mitte der Feldweite zu kennen und dieser Wert kann auch leicht rechnerisch bestimmt werden. In Fig. 10 a bis c sind die Momentenflächen gezeichnet, immer unter der Voraussetzung, daß nur eines der Felder belastet, die anderen aber unbelastet seien. Man rechnet mit Hilfe der Clapeyronschen Gleichung das Stützenmoment M_5

$$2 M_5 (l_3 + l_4) = -\frac{1}{4} q_3 l_3^3,$$

also

$$M_5 = -\frac{1}{8} \frac{q_3 l_3^3}{l_3 + l_4} \quad \dots \quad (7)$$

Genau so für Fig. 10 b

$$M_5' = -\frac{1}{8} \frac{q_4 l_4^3}{l_3 + l_4} \quad \dots \quad (8)$$

und für den Fall, daß der auskragende Teil allein belastet ist,

$$2 M_5'' (l_3 + l_4) + M_5'' l_4 = 0.$$

Nun ist aber

$$M_5'' = -\frac{q_5 l_5^2}{2}$$

und daher

$$M_5'' = \frac{q_5 l_5^2 l_4}{4 (l_3 + l_4)} \quad \dots \quad (9)$$

Diese Werte für M_5 , M_5' und M_5'' lassen sich also berechnen, über den Stützen auftragen und dann die Momente

M_{III} und M_{IV} in der Mitte jeder Öffnung abmessen. Für den oberen Hinterholm des gerechneten Beispiels findet man

$$M_5 = -\frac{1}{8} \frac{156 \cdot 2^3}{2 + 2,5} = -34,7 \text{ mkg},$$

da $q = 156 \text{ kg/cm}$ beträgt

$$M_5' = -\frac{1}{8} \frac{156 \cdot 2,5^3}{2 + 2,5} = -67,7 \text{ ,}$$

$$M_5'' = \frac{156 \cdot 1 \cdot 2,5}{4 (2 + 2,5)} = +21,7 \text{ ,}$$

addiert M_5 , M_5' und M_5'' , so muß sich der seinerzeit berechnete Wert für $M_5 = -80,7$ ergeben, was auch tatsächlich stimmt.

Trägt man nun diese Werte maßstabrichtig auf, wie es in Fig. 10 a bis c geschehen ist, so ergeben sich in der Mitte der Spannweiten die Momente

$$(M_{III}) = -17,35 \text{ mkg}$$

$$M_{IV} = -17,35 \text{ ,}$$

$$M_{III}' = -33,80 \text{ ,}$$

$$(M_{IV}') = -33,80 \text{ ,}$$

$$M_{III}'' = +10,80 \text{ ,}$$

$$M_{IV}'' = -27,50 \text{ ,}$$

Die Durchbiegung in der Entfernung $\frac{l_1}{2}$ bei Belastung der ersten Öffnung allein ergibt sich nach den Sätzen der Festigkeitslehre zu

$$\delta = \frac{5 Q l^3}{384 E J} - \frac{M l^2}{8 E J},$$

dabei ist alles in cm bzw. kg/cm und kg/cm einzusetzen, um δ in cm zu erhalten. Man erhält also bei Belastung der ersten Öffnung in der Mitte des ersten Feldes

$$\delta_3' = \frac{5 \cdot 312 \cdot 200^3}{384 \cdot 10^5 \cdot 116} - \frac{1735 \cdot 200^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 116} = 2,054 \text{ cm},$$

in der Mitte des zweiten Feldes

$$\delta_4' = -\frac{1735 \cdot 200^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 60} = -2,077 \text{ cm},$$

da für das zweite Feld nur das Moment, aber keine Belastung maßgebend ist.

Wenn nun das zweite Feld belastet wird, findet man die Durchbiegung in der Mitte des ersten Feldes

$$\delta_3'' = -\frac{3380 \cdot 200^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 116} = -1,460 \text{ cm}.$$

Mitte des zweiten Feldes

$$\delta_4'' = -\frac{5 \cdot 390 \cdot 250^3}{384 \cdot 10^5 \cdot 60} - \frac{3380 \cdot 250^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 60} = 8,823 \text{ cm}$$

und endlich bei Belastung des Kragträgers

$$\delta_3''' = \frac{1080 \cdot 250^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 116} = 0,728 \text{ cm}$$

$$\delta_4''' = -\frac{2750 \cdot 200^2}{8 \cdot 10^5 \cdot 60} = -2,290 \text{ ,}$$

daher ist die Gesamtdurchbiegung im ersten Feld in dessen Mitte

$$\delta_3 = \delta_3' + \delta_3'' + \delta_3'''$$

$$\delta_3 = 1,322 \text{ cm}$$

und in der Mitte des zweiten Feldes

$$\delta_4 = \delta_4' + \delta_4'' + \delta_4'''$$

$$\delta_4 = 4,456 \text{ cm},$$

alles bei der fünffachen statischen Last, also wäre bei normaler Beanspruchung die Durchbiegung:

$$\delta_3 = 0,267 \text{ cm}$$

$$\delta_4 = 0,891 \text{ cm}.$$

Da ferner die Axialkraft im ersten Feld nach dem Cremonaplan sich zu $P_4 = 2670$ kg ergeben hat, ist das Moment der Knicklast gegeben durch

$$M_{K_3} = P\delta_3 = 2670 \cdot 1,322 = 3529,75 \text{ cm/kg}$$

und für das zweite Feld mit

$$M_{K_4} = P\delta_4 = 990 \cdot 4,456 = 4411,44 \text{ cm/kg.}$$

Diesen Knickmomenten entspräche eine gleichförmig verteilte Last mit dem gleichen maximalen Biegemoment, also wenn k diese Belastung pro m darstellt:

$$\frac{k l_3^2}{8} = P_1 \delta_1$$

und für das zweite Feld

$$\frac{k' l_4^2}{8} = P_2 \delta_2,$$

woraus man

$$k = 45,2 \text{ kg/m}$$

und

$$k' = 88,24 \text{ kg/m}$$

rechnen kann.

Mit diesen Werten ist daher das Stützmoment M' infolge des Knickmomentes zu rechnen aus

$$2 M_5' (l_3 + l_4) = -\frac{1}{4} (k l_3^3 + k' l_4^3),$$

da ja M_1' und M_2' (herrührend von den Knickmomenten!) Null sind; es wird in unserem Beispiel

$$M_5' = -\frac{1}{8} \frac{k l_3^3 + k' l_4^3}{l_3 + l_4} = -\frac{1}{8} \frac{45,2 \cdot 2^3 + 88,24 \cdot 2,5^3}{2 + 2,5}$$

$$M_5' = -87 \text{ mkg.}$$

so daß über der zweiten Stütze ein resultierendes Moment von

$$M_r = (M_5) + M_5'$$

wirkt, wenn (M_5') der Wert ist, den der Auftrieb als Stützmoment ergeben hat, was für das gerechnete Beispiel

$$M_r = -80,7 - 87 = -167,7 \text{ mkg}$$

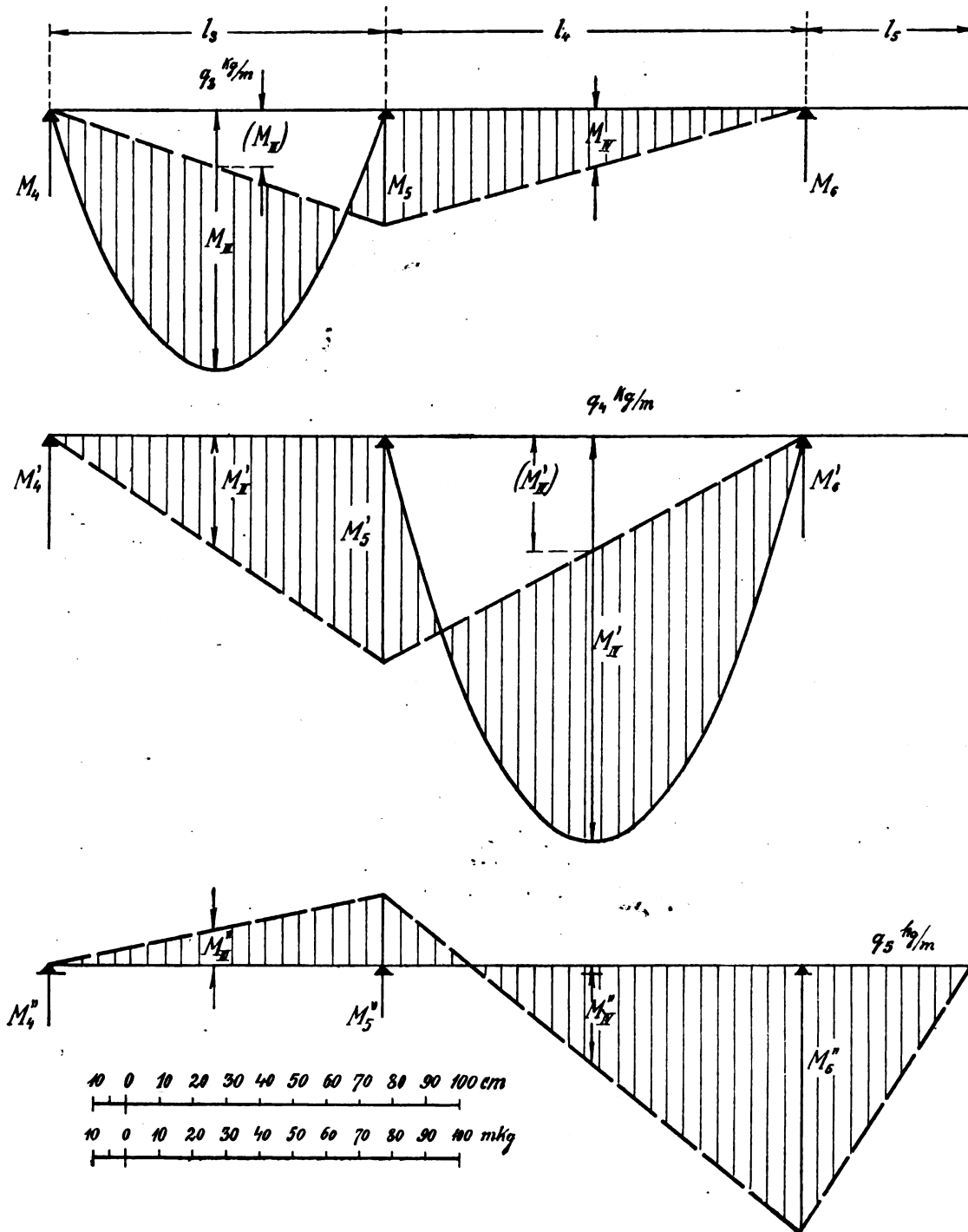


Fig. 10a, b und c.

ergibt und dieses Moment muß dann auch das Widerstandsmoment des Querschnittes aufnehmen können, also muß sein

$$W k_b = M_r,$$

wobei man etwa

$$k_b = 600 \text{ kg/cm}^2$$

für gutes Fichtenholz setzen kann. Der Querschnitt nach Fig. 9a, der im Knotenpunkt nicht ausgefräst ist, hat ein Widerstandsmoment von

$$W = \frac{4 \cdot 7^2}{6} = 32,66 \text{ cm}^3$$

und hält daher

$$M = 32,66 \cdot 600 = 19596 \text{ cm/kg}$$

aus, so daß die Beanspruchung infolge von M_r nur

$$k_b = \frac{16770}{32,66} = 513 \text{ kg/cm}^2$$

beträgt. Allerdings steigt die Biegefestigkeit guter Fichte bis zu 800 kg/cm^2 , doch wird man gut tun, mit dem oben angegebenen Werte zu rechnen, da man ja bei Holz mit einer Menge von Einflüssen, »Mängeln«, rechnen muß, die sich jeder Berechnung entziehen.

Jedenfalls sieht man aus dem obigen Beispiel, daß der Einfluß des Knickmomentes bei größeren Spannweiten recht bedeutend werden kann und dann auch nicht mehr vernachlässigt werden darf, wenn die Biegebeanspruchung in den Knoten das zulässige Maß nicht überschreiten soll.

(Schluß folgt.)

Französische und englische Militärflugzeuge.

Mit Abbildungen und Zeichnungen. (Tafel I und II.)

Von **Ansbert Vorreiter**.

I. Allgemeines.

Der gegenwärtige Krieg hat das Flugwesen zu einer kaum geahnten Entwicklung gebracht. Allerdings zunächst nur ausschließlich für militärische Zwecke. Aber auch schon vor dem Kriege war das Flugwesen wie die Luftschiffahrt sozusagen ein militärisches Monopol, da die Luftfahrzeuge für Verkehrszwecke des Friedens noch nicht genügend durchgebildet waren. Dagegen waren bei Kriegsbeginn die Flugzeuge auch für viele militärische Zwecke bereits brauchbar, es hatten ihnen doch noch viele bedeutende Mängel an. Einer der größten Mängel lag jedoch nicht am Flugzeug selbst, sondern an der Organisation der Herstellung. Dieser Mangel trat namentlich bei den Franzosen und Engländern sehr stark in Erscheinung. Die Fabrikationsorganisation war derart zersplittert, daß es mehr verschiedene Flugzeugtypen gab (die militärische Anwendung fanden), als Werkstätten für die Fabrikation bei Kriegsbeginn vorhanden waren. Hierin hat sich erst in letzter Zeit ein Wandel vollzogen. Wie nachteilig die vielen verschiedenen Konstruktionen der Flugzeuge für deren praktische Anwendung sind, ist leicht einzusehen. Es leidet darunter nicht nur die Ausbildung der Führer, Beobachter und des Bedienungspersonals, sondern vor allem ist die Instandhaltung der Flugzeuge und Reparatur derselben sehr schwierig infolge der vielen Arten von Ersatzteilen, die auf Lager gehalten und nachgeliefert werden müssen. Stark voneinander abweichende Flugkonstruktionen erschweren auch einen Übergang von Führern und Monteuren zu anderen Typen, es ist eine neue Ausbildung erforderlich.

Ein anderer zum großen Teil noch bestehender Nachteil im französischen und englischen Flugwesen ist der, daß in Frankreich und England die Massen- resp. Serienfabrikation der Flugzeuge nicht richtig durchgebildet wurde, eine Ausnahme machen nur die Fabrikanten mehrerer Motortypen wie z. B. Gnôme »le Rhône«, Renault. Wir in Deutschland hatten

dagegen schon vor dem Kriege fast den Einheits-(Standard-) Typ des Militärflugzeugs erreicht, indem bei Kriegsbeginn im wesentlichen die bekannte Eindeckertypen »Taube« als Militärflugzeug in Anwendung war. Bald zeigte sich jedoch die Überlegenheit des Doppeldeckers, und es wurde der zuerst von den Albatros-Werken gebaute zweisitzige Doppeldecker mit vorn gelagertem, von einem Sechszylinder-Standmotor angetriebene Propeller als Normaltyp eingeführt. Die anderen deutschen Fabriken bauten dann einen im Prinzip gleich konstruierten Doppeldecker, so daß Führern und Beobachtern der Übergang von einem Flugzeug, beispielsweise Fabrikat Albatros zu einem anderen, z. B. Rumpler oder L.V.G., ohne besondere Schwierigkeiten bzw. Umlernen möglich war.

In Frankreich herrschte bis vor kurzem die größte Mannigfaltigkeit in der Konstruktion der Flugzeuge. Nur bei den Eindeckern bestand insofern fast Einheitlichkeit, als der Propeller vorn gelagert war und von einem Umlaufmotor angetrieben wurde. Die Doppeldecker jedoch für den gleichen Verwendungszweck wurden von den verschiedenen Fabriken und selbst von der gleichen Firma mit vorn und hinten gelagertem Propeller gebaut, mit Umlaufmotoren und Standmotoren. Die beiden Firmen Farman und ebenso Voisin bauten Doppeldecker mit hinter den Tragflächen gelagertem Propeller mit Umlaufmotor und Standmotor, Breguet und einige andere Firmen bauten einen Doppeldecker mit vorn gelagertem Propeller und Standmotoren. Aber auch zwischen den Standmotoren besteht in Frankreich eine große Verschiedenheit in der Anordnung der Hauptorgane und Ausführung derselben. Es kommen Sternmotoren, Reihenmotoren und Doppelreihenmotoren (V-förmig) zur Anwendung. Caudron und andere Firmen bauen beide Typen von Doppeldeckern, also sowohl mit vorn als auch hinten gelagertem Propeller. Zu diesen vielen verschiedenen Doppeldeckertypen kommen noch die vielen französischen Eindeckertypen, die in ihrer Bauart auch weit mehr abweichen als dies bei unserer alten Taubentypen der Fall war.

Jetzt verschwindet auch in Frankreich der Eindecker, womit jedoch nicht gesagt ist, daß damit dieser Flugzeugtyp endgültig für alle Zeiten beseitigt und vom Doppeldecker geschlagen ist.

Bei uns vollzog sich bald nach Kriegsbeginn die Entwicklung und allgemeine Einführung eines Doppeldeckertyps mit vornliegendem Propeller, der von einem Standmotor mit sechs in Reihe angeordneten Zylindern angetrieben wird. Diese Bauart (jedoch mit anderem Motortyp) scheint jetzt in allen Ländern der Normaltyp zu werden, und ein einsitziges Flugzeug dieser Art, bei den Franzosen mit Umlaufmotor, bei den Engländern mit Standmotor der Bauart Renault ist jetzt auch bei unseren Feinden der weitaus verbreitetste Flugzeugtyp. Dies geht schon aus den Berichten unserer Heeresleitung über die abgeschossenen und in unsere Hände gefallenen feindlichen Flugzeuge hervor. Nach den letzten Berichten sind von französischen Flugzeugen am meisten Nieuport-Doppeldecker erobert worden. Wie der nachstehende Auszug aus dem Bericht vom August zeigt, sind von 20 eroberten französischen Flugzeugen 8 Nieuport-, 7 Caudron- und 4 Farman-Doppeldecker. Eindecker kommen in dieser Aufstellung überhaupt nicht mehr vor, wohl dagegen noch bei den Engländern, aber auch nur einer (Morane) unter 28 eroberten Flugzeugen. Die Anzahl der verschiedenen Typen ist bei den Engländern überhaupt viel größer, sie sind also von der Vereinheitlichung im Flugwesen noch weit entfernt. In den vorhergehenden Monaten sind aber den Engländern und auch den Franzosen noch mehrere Eindecker abgenommen worden. Daraus geht hervor, daß auch bei unseren heutigen Feinden der Eindecker allmählich verschwindet und ferner, daß auch die Franzosen bestrebt sind, die Flugzeugtypen zu reduzieren, in letzter Zeit auch die Engländer. Bei den Franzosen ist der Nieuport-Doppeldecker (oder besser als $1\frac{1}{2}$ -Decker bezeichnet), bei den Engländern der B.E.-Doppeldecker die verbreitetste Flugzeugtypen.

Französische Flugzeuge.

1. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1182.
2. Caudron, Doppeldecker, zwei Le Rhône-Motoren. (Geschwader C. 30.)
3. Nieuport, Doppeldecker (Escadrille 26).
4. Caudron, Doppeldecker, zwei Motoren (Escadrille C. 11).

5. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1324.
6. Caudron, Doppeldecker, Nr. 1526, zwei Le Rhône-Motoren.
7. Nieuport, Doppeldecker.
8. Caudron, Doppeldecker, Nr. 1392 (Escadrille 64).
9. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1355 (Escadrille 38).
10. Voisin, Doppeldecker.
11. Farman, Doppeldecker, Nr. 1898.
12. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1392.
13. Caudron, Doppeldecker, Nr. 2149, zwei Le Rhône-Motoren.
14. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1333.
15. Nieuport, Doppeldecker, Nr. 1282.
16. Farman, Doppeldecker, Nr. 1899.
17. Caudron, Doppeldecker, Nr. 2236.
18. Caudron, Doppeldecker, Nr. C 1527 2 16.
19. Farman, Doppeldecker, Nr. 2118.
20. Farman, Doppeldecker, Nr. 3002.

Englische Flugzeuge.

1. Caudron, Doppeldecker, Nr. 2235.
2. B.E., Doppeldecker, Nr. 4146.
3. B.E., Doppeldecker, Nr. 2763.
4. B.E., Doppeldecker, Nr. 2648.
5. F.E., Doppeldecker, Nr. 6365.
6. B.E., Doppeldecker, Nr. 7338.
7. Vickers, Doppeldecker, Nr. 7, Motor: W.D. 1350.
8. Avro, Doppeldecker, Nr. 2640.
9. Vickers, Doppeldecker, Nr. 6357.
10. B.E., Doppeldecker, Nr. 949.
11. Bristol, Doppeldecker, Nr. 5746.
12. Morane, Eindecker, Nr. 833A175.
13. B.E., Doppeldecker, Nr. 4073.
14. Bristol, Doppeldecker (70. Squadron).
15. B.E., Doppeldecker, Nr. 5765.
16. B.E., Doppeldecker, Nr. 2192.
17. Macfarlane, Nr. 7301.
18. F.E., Doppeldecker, Nr. 6952.
19. Vickers, Doppeldecker, Nr. 6949, Motor: A. J. D. W. 423/6979.
20. Vickers, Doppeldecker, Nr. 6011.
21. F.E., Doppeldecker, Nr. 5223.
22. Sopwith, Doppeldecker, Nr. 9653.
23. Bristol, Doppeldecker, Nr. 7333.
24. Morane-Saulnier, Doppeldecker.
25. Morane, Eindecker.
26. Bristol, Doppeldecker, Nr. 2100.
27. Martinsyde, Doppeldecker, Nr. 7471.
28. Martinsyde, Doppeldecker, Nr. 4704.

Diese beiden Flugzeugtypen (Nieuport, B.-E.) gehören zu den sog. Jagdflugzeugen. Es haben sich im Verlauf dieses Krieges nach dem Verwendungszweck vier verschiedene Haupttypen von Flugzeugen herausgebildet: 1. Aufklärungsflugzeuge, 2. Artillerie-Beobachtungsflugzeuge, 3. Kampfflugzeuge oder Jagdflugzeuge, 4. Großkampfflugzeuge.

1. Als Aufklärungsflugzeug werden heute meist zweiseitige Doppeldecker benutzt. Jedes Flugzeug ist also mit dem Führer und einem Beobachter bemannt. Der Führer ist heute meistens Unteroffizier, während der Beobachter ein Offizier ist, der für seine Tätigkeit besonders ausgebildet wurde.

Die Aufklärungsflugzeuge haben bei jedem Flug gewöhnlich längere Strecken zurückzulegen, oft 300 bis 500 km (Hin- und Rückflug). Daher müssen diese Flugzeuge einen großen Aktionsradius haben, und die Behälter für die Motorbetriebsstoffe sind so groß bemessen, daß sie für 4 bis 6 Flugstunden ausreichen, was einer Flugstrecke von 600 bis 800 km entspricht. Diese Flugzeuge müssen auch schnell sein und ein gutes Steigvermögen haben. Die heutigen Aufklärungsflugzeuge haben eine Fluggeschwindigkeit von 150 bis 180 km per Stunde und ein solches Steigvermögen, daß 3000 m Höhe in einer halben Stunde erreicht werden. Dementsprechend haben diese Flugzeuge auch starke Motoren, die 140 bis 240 PS leisten.

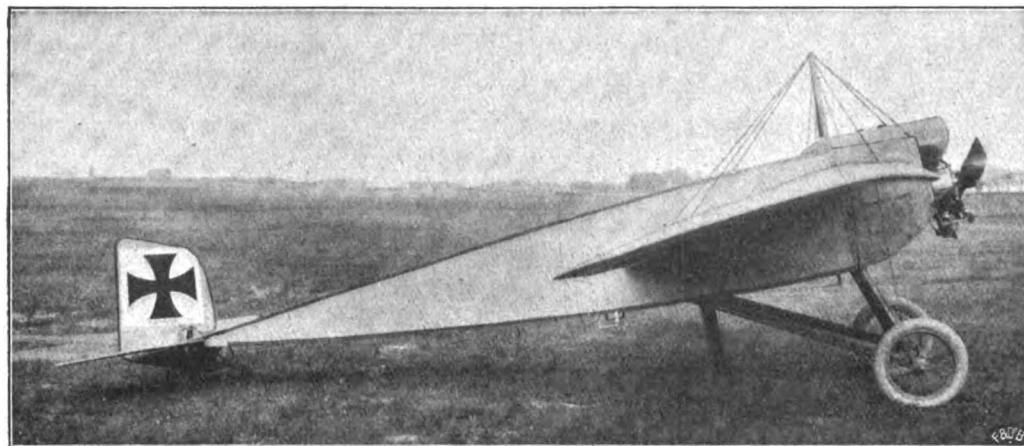
Um sich feindlicher Fliegerangriffe erwehren zu können, werden die Aufklärungsflugzeuge häufig mit Maschinengewehren ausgerüstet. Das Bekämpfen feindlicher Flugzeuge ist aber nicht der Zweck der Aufklärungsflugzeuge.

2. Die Artillerie-Beobachtungsflugzeuge haben insofern mit den Aufklärern eine ähnliche Tätigkeit, als auch sie nicht für den Kampf besonders gebaut und ausgerüstet sind. Diese Flugzeuge dienen vielmehr dazu, die Schußwirkung der eigenen Artillerie zu beobachten bzw. das Feuer derselben zu leiten.

Auch diese Flugzeuge sind gewöhnlich zweiseitige Doppeldecker, jedoch von geringerer Leistung. Der Aktionsradius ist wesentlich kleiner, denn es sind weit kürzere Strecken zu befliegen. Es genügt daher ein kleinerer Betriebsstofftank (für 2 bis 3 Stunden); da das Gesamtgewicht geringer ist, können die Motoren auch schwächer sein. Der Standort dieser Flugzeuge ist gleich hinter der Front bei den Artilleriestellungen. Diese Flugzeuge fliegen auch meist über der Front, haben also nicht weit in das feindliche Gebiet hineinzugehen. Natürlich werden auch diese Flugzeuge von der feindlichen Artillerie beschossen; sie müssen daher auch schnell sein und ein gutes Steigvermögen besitzen, um sich dem feindlichen Feuer entziehen zu können. Auch werden die Artillerie-Beobachtungsflugzeuge von feindlichen Fliegern angegriffen und um sie davor zu schützen, läßt man vielfach Kampfflugzeuge gleichzeitig mit den Beobachtungsflugzeugen aufsteigen, die ihnen die feindlichen Flieger vom Leibe halten. Der Beobachter kann natürlich nicht gleichzeitig beobachten und signalisieren bzw. das Feuer der eigenen Artillerie leiten und gegen feindliche Flieger kämpfen. Auf alle Fälle gibt man aber diesen Flugzeugen Waffen mit (Muskete, Karabiner, Pistole).

3. Die Kampfflugzeuge dienen (besonders in der Type der Jagdflugzeuge) der Bekämpfung feindlicher Flugzeuge und ferner der Störung feindlicher Anlagen wie Geschützstellungen, Munitionslagern, Bahnhöfen, Bahntransporten, Brücken, Forts, Hafenanlagen, Schiffen, Depots, Munitions- und anderen Fabriken des Feindes, Militärlagern, Truppensammlungen usw. Die Bekämpfung der feindlichen Flieger erfolgt mit Maschinengewehren. Die Bekämpfung der vorgenannten Objekte auf der Erde mittelst Bomben. Lebende Ziele können auch aus der Luft mit dem Maschinengewehr bekämpft werden. Demgemäß kann man zwei Arten von Kampfflugzeugen unterscheiden. Die ersteren, die zur Bekämpfung feindlicher Flugzeuge dienen, nennt man Jagdflugzeuge oder Flugzeugjäger. Sie sind einsitzig und haben gewöhnlich ein festeingebautes Maschinengewehr. Diese Jagdflugzeuge scheinen zurzeit auf seiten unserer Feinde die verbreitetste Flugzeugart zu sein. Andere Kampfflieger, die Bombenwerfer, dienen zur Bekämpfung des Feindes auf der Erde mittelst Bomben und Pfeilen. Häufig sind beide Arten Kampfflugzeuge in einem Flugzeug vereinigt. Es handelt sich dann um starke Flugzeuge, die wie die Beobachterflugzeuge mit starken Motoren ausgerüstet sein müssen, um eine große Nutzlast an Munition, namentlich Bomben, mitschleppen zu können und den Angriff auch weit in feindliches Gebiet tragen zu können. Dementsprechend muß dann auch ein großer Vorrat an Betriebsstoffen mitgenommen werden. Diese Flugzeuge, die für beide Arten des Luftkampfes eingerichtet sind, und die speziellen Bombenwerfer sind zweiseitige Doppeldecker. Also auch hier besorgt der Führer nur die Führung des Flugzeuges, während sein Begleiter die Waffen bedient.

Der Flugzeugjäger, der wehrt sich nicht nur, der greift an. Das ist seine Hauptaufgabe. Hierzu gehören schnelle und leichte Flugzeuge. Die Flugzeugjäger sind gewöhnlich einsitzige Eindecker oder Doppeldecker von verhältnismäßig leichter Bauart mit schwächeren Motoren als die vorgenannten, weil ja die Last, die durch die Luft zu befördern ist, eine viel geringere ist. Im Verhältnis zum Gewicht der Flugzeuge ist aber auch hier die Motorleistung bedeutend, denn 100 bis 160 PS für ein Flugzeug, das weniger als die Hälfte eines Flugzeuges für Aufklärungszwecke oder Bombenwurf wiegt, ermöglicht eine noch größere Geschwindigkeit als diese schweren Flugzeuge entwickeln. (Die Nieuport-Einsitzer sind meist mit dem 80 PS-Le-Rhône-Motor ausgerüstet, der an der Bremse ca. 100 PS leistet.) Die Flugzeugjäger sind daher die schnellsten Flugzeuge und sie haben auch die größte Steigfähigkeit. Diese einsitzigen Flugzeuge sind gewöhnlich mit einem fest eingebauten Maschinengewehr ausgerüstet. Der Führer zielt also sozusagen mit dem ganzen Flugzeug, er fliegt auf den Gegner zu und beschießt ihn dabei. Es gibt



Französische Ein-decker.

Fig. 1.

„Morane“-Eindecker.

Fig. 2.
„Rep“-Eindecker.
(Robert Esnault Pelterie.)

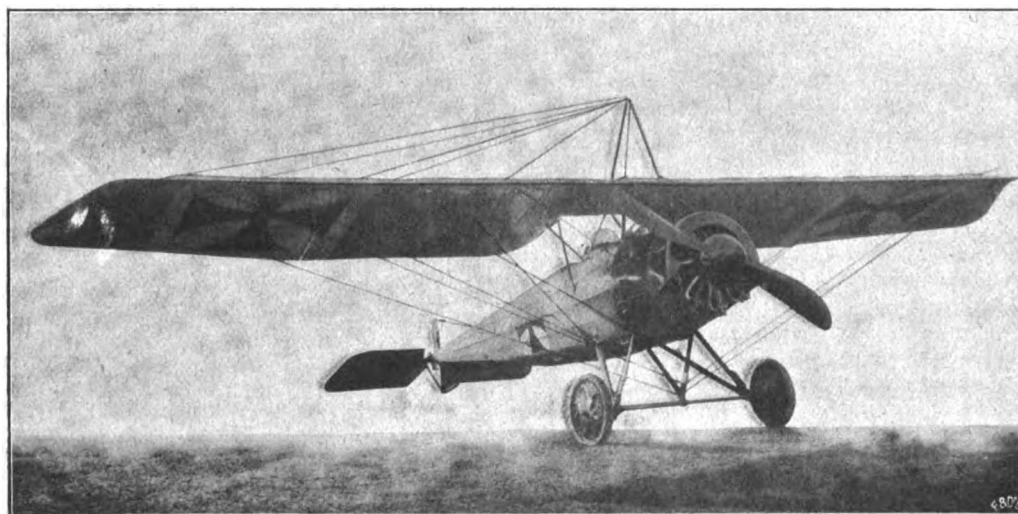
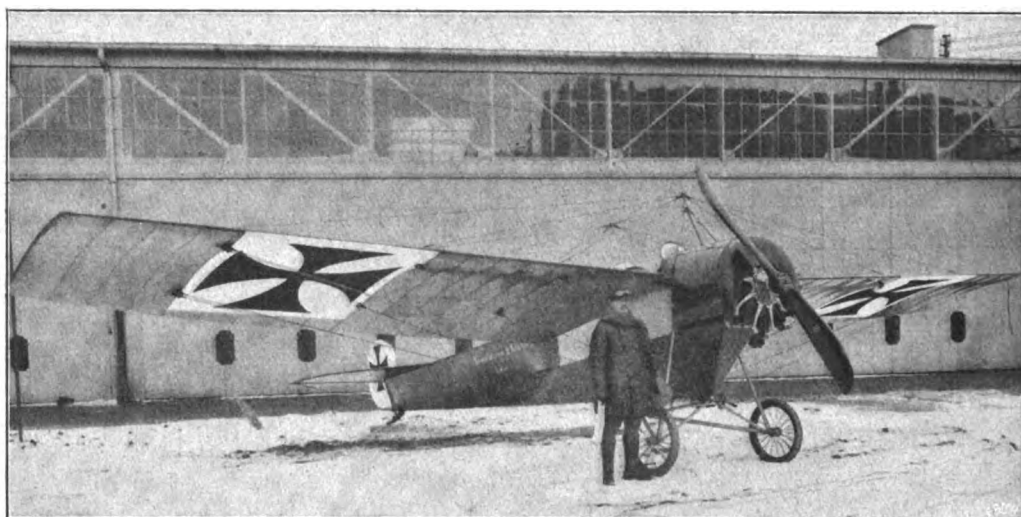


Fig. 3.

„Parasol“-Eindecker.

Fig. 4.
„Deperdussin“-
Eindecker.



46 a, 8. K. 58 398. Zweitaktverbrennungskraftmaschine mit drei oder mehreren Zylindern. Russell Thomas Kingsford, Plainfield, New-Jersey, V. St. A. A 30. 3. 14. E 20. 1. 17.

Patenterteilungen.

46 c, 28. 296 061. Vorrichtung zum Anlassen von Verbrennungskraftmaschinen mittels Elektromotor. Eisemann-Werke A.-G., Stuttgart. A. 28. 10. 15. E. 21 319.

63 c, 26. 295 848. Vorrichtung zur Verhinderung des Einfrierens von Automobil-Wasserkühlern. Géza von Verebély, Budapest; Vertr.: Dr. L. Gottscho, Pat.-Anw., Berlin W. 8. A. 9. 12. 14. V. 12 918.

77 h, 9. 296 033. Federnde Aufhängung für Fahrgestellachsen an Flugzeugen. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. 17. 8. 15. A. 27 297.

77 h, 5. 295 838. Stielbefestigung für Luftfahrzeuge. Albatroswerke, G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 7. 7. 14. A. 26 230. England. A. 20. 3. 14. E. 27. 1. 17.

Auszüge aus den Patentschriften.

289 363. Drachenflieger mit zwei Hebeschrauben. Gustav Mees in Charlottenburg.

Die Erfindung bezieht sich auf Drachenflieger mit zwei Hebeschrauben und besteht darin, daß die Schraubenachsen nach einem in der Längsmittlebene des Flugzeuges liegenden Schnittpunkt zusammenlaufen und die Schaufeln der beiden Schrauben gemeinsam oder unabhängig voneinander verstellt werden können. Hierdurch wird die hebende Wirkung der Hebeschrauben verbessert, besonders wenn der von der Vortriebsschraube ausgehende Luftstrom ganz oder zum Teil auf der Saugseite der Hebeschrauben vorbeistreicht. Desgleichen kann auch die Zugkraft der Vortriebsschraube im Fall des Langsamfliegens bei einem Drachenflieger mit Hubschrauben zur Unterstützung der hebenden Wirkung der Hebeschrauben besser ausgenutzt werden als bei einem reinen Schraubenflieger.

Infolge der schrägen Stellung der Schraubenachsen und somit auch der Schrauben geht nur der verhältnismäßig kleine Raum von R bis P für die Anbringung von Tragflächen verloren.

In der Zeichnung bedeutet B einen der beiden kräftigen Querbalken (Holme), an denen die Haupttragflächen angebracht sind. K und K_1 sind die beiden Stabilisatorräder, deren Achsen a und a_1 einen Winkel von etwa 60° bis 90° einschließen. Angetrieben werden die beiden Hebeschrauben von der wagerechten oder annähernd wagerechten Welle der Hauptantriebsschraube, deren Bahn durch einen strichpunktierten Kreis angedeutet ist, und zwar erfolgt zunächst der Antrieb der Schraubenachse a durch das Kegelräderpaar b, c , und von der Achse a aus wird dann die andere Schraubenachse a_1 durch das Kegelräderpaar d, f mit entgegengesetzter Umdrehungsrichtung, aber gleicher Umdrehungszahl, angetrieben. Es ist dabei von Wichtigkeit, daß der Antrieb der beiden Hebeschrauben derart er-

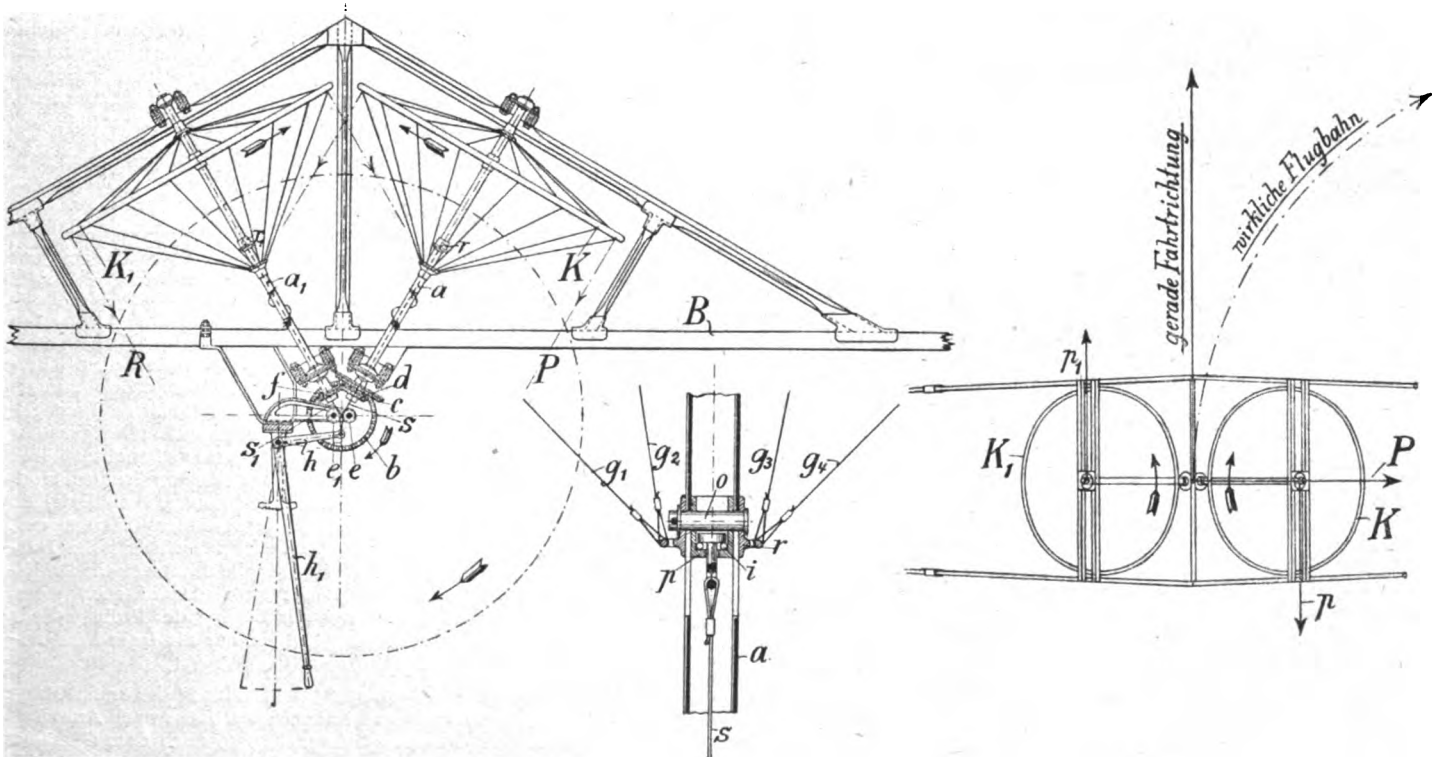
folgt, daß die Schraubenflügel sich auf der Innenseite der Schrauben nach vorn, d. h. in der Fahrtrichtung, bewegen.

Die Steuerung der Hebeschrauben, d. h. die Einstellung der um ihre Achsen drehbaren Schraubenflügel zwecks Vergrößerung oder Verkleinerung der Schraubensteigung, erfolgt durch je ein in die hohlen Schraubenachsen hinreichendes und an der Gleithülse r oder r_1 angreifendes kräftiges Zugseil s und s_1 . Diese Seile sind, über Rollen e, e_1 geführt und an je einem besonderen Winkelhebel h, h_1 befestigt. (Diese beiden Hebel liegen hintereinander, so daß sie in der Zeichnung als ein einzelner Winkelhebel erscheinen.) Werden beide Hebel gleichzeitig umgelegt, so werden beide Hebeschrauben auf größere oder geringere Steigung eingestellt, und da bei gleicher Steigung die seitwärts gerichteten Komponenten der in der Richtung der Schraubenachsen wirkenden Hebekräfte sich ausgleichen, so können nur die lotrechten Komponenten sich geltend machen, indem sie das ganze Flugzeug hochheben. Wird dagegen nur eine der beiden Hebeschrauben auf Steigung eingestellt, oder wird die eine Schraube auf stärkere Steigung eingestellt als die andere, so tritt die Steuerwirkung ein. So ersetzen die Hebeschrauben sowohl das Höhensteuer als auch das Seitensteuer.

Die beim Befahren scharfer Kurven zum Zwecke der Vermeidung des Schleuderns erforderliche schräge Einstellung der Maschine wird beim Arbeiten nur einer Hebeschraube (oder bei stärkerem Arbeiten der betreffenden Schraube) selbsttätig dadurch bewirkt, daß die Schraubenflügel an der der Längsachse der Maschine zugelegten Innenseite der Schrauben sich so nach vorn, also der relativen Luftbewegung entgegen, bewegen, daß die Eigengeschwindigkeit der Schraubenflügel und die relative Luftgeschwindigkeit (d. h. die Geschwindigkeit der Luft in bezug auf das Flugzeug) sich summieren, während auf der Außenseite der Schraube die relative Luftgeschwindigkeit von der Eigengeschwindigkeit der Schraubenflügel zu subtrahieren ist. Auf der Innenseite der Schrauben ergeben die Schraubenflügel infolgedessen jeweils einen weit stärkeren Auftrieb als auf der Außenseite; das daraus sich ergebende Kippmoment kommt der auf Ablenkung des Drachenfliegers aus seiner geraden Bahn wirkenden freien Seitenkraft zu Hilfe und bewirkt zugleich eine entsprechende schräge Einstellung derselben.

Die Wirkung dieses Kippmomentes kann nach Erfordernis auch noch dadurch unterstützt werden, daß der Schwerpunkt der ganzen Maschine möglichst tief unter den Tragflügeln angeordnet ist, so daß sich die Maschine beim Befahren scharfer Kurven auch unter der Einwirkung der pendelartig an einem Hebelarm angreifenden Fliehkraft selbsttätig auf die erforderliche Schräglage einstellt.

Die selbsttätige Schrägeinstellung der Flugmaschine beim Befahren scharfer Kurven infolge des erwähnten Kippmomentes und der gleichfalls erwähnten Wirkung der Fliehkraft besitzt noch eine weitere vorteilhafte Nebenwirkung, die durch Anbringung von besonderen Schwungkränzen an den Hebeschrauben verstärkt werden kann. Eine Eigentümlichkeit des Kreisels besteht nämlich darin, daß er, wenn seine Achse durch irgendeine Kraft aus ihrer jeweiligen Lage herausgedreht wird, im rechten Winkel zu dieser Ablenkung auszuweichen sucht, und zwar hängt die Richtung, in der dieses



Zu Pat. Nr. 289 363.

Ausweichen erfolgt, von der Umdrehungsrichtung sowie von der Richtung der jeweiligen Ablenkung der Achse ab. Wird beispielsweise der in Fig. 3 schematisch im Grundriß dargestellte, mit den Haupttragflächen der Flugmaschine starr verbundene Rahmen der beiden Stabilisatorpropeller auf der rechten Seite nach unten geneigt, wie das der oben beschriebenen Wirkung beim Arbeiten nur des rechten Stabilisatorpropellers K (bzw. bei stärkerem Arbeiten wie der andere) entspricht, so sucht der Stabilisator K nach hinten und der Stabilisator K_1 nach vorn auszuweichen. So wird also durch die Kreiselwirkung der beiden Schwungkränze das in der Fig. 3 eingezeichnete Kräftepaar $p p_1$ wachgerufen, welches die Maschine um eine lotrechte Achse zu drehen sucht. Wesentlich ist dabei, daß diese Drehung bei der gewählten Umdrehungsrichtung der beiden Stabilisatorpropeller jeweils in der Richtung erfolgt, nach der die Maschine durch die betreffende Steuerungshebeschraube, d. h. durch die von dieser erzeugte Seitenhubkraft P , von ihrer geraden Flugbahn abgelenkt wird. So wird also die letztere eigentliche Steuerungskraft durch die Kreiselwirkung der Schwungkränze in wirksamer Weise unterstützt. Mit andern Worten: der Widerstand, den die beiden Kreiselwirkung der Schrägeinstellung der Maschine entsprechend der mehr oder weniger scharfen Kurve entgegenseetzen, vermehrt bei der gewählten Umdrehungsrichtung der Stabilisatorpropeller nicht den Steuerungswiderstand, sondern erleichtert vielmehr die Steuerung, indem er das erwähnte, in der Richtung der jeweiligen Lenkung drehende Kräftepaar erzeugt.

Nach Zurückstellung der betreffenden Steuerungsschraube auf Nullsteigung (oder auf die gleiche Steigung wie die der anderen Schraube) kehren infolge der tiefen Schwerpunktlage der Maschine die Haupttragflächen und mit ihnen der Stabilisatorrahmen, in dem Maße, wie die Fliehkraft der Maschine abnimmt, selbsttätig wieder in ihre normale, d. h. wagerechte Lage zurück. Da hierbei die Achsen der Stabilisatorpropeller in der entgegengesetzten Richtung, wie oben beschrieben, verdreht werden, so wird auch das durch diese Ablenkung hervorgerufene Kräftepaar im entgegengesetzten Sinn drehen, so daß die Maschine um so schneller aus der scharfen Kurve in die gewollte gerade Flugbahn hineinkommt.

Die Steuerungshebeschrauben können auch zur Aufrechterhaltung der Stabilität benutzt werden. Droht beispielsweise ein starker Windstoß die Maschine unter Überwindung des Kreiselwiderstandes aus ihrer normalen Lage herauszudrehen, so wird der Führer, um dem entgegenzuwirken, die betreffende Hebeschraube auf große Steigung einstellen. Hierdurch kann eine recht erhebliche Steuerungs- oder Stabilisierungskraft erzielt werden, ohne daß dadurch der Motor überlastet wird, da in diesem Falle die schweren und mit großer Geschwindigkeit sich drehenden Kreiselwirkungskränze als Energiesammler wirken.

Die beiden hintereinanderliegenden Hebel können in geeigneter Weise derart verbunden werden, daß sie nach Bedarf sowohl gleichzeitig als auch jeder für sich allein benutzt werden können.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Chemisch-Technische Vorschriften. Ein Nachschlage- und Literaturwerk, insbesondere für chemische Fabriken und verwandte technische Betriebe, enthaltend Vorschriften aus allen Gebieten der chemischen Technologie mit umfassenden Literaturnachweisen. Von Dr. Otto Lange. Verlag: Otto Spamer, Leipzig 1916. Quart, 1016 Seiten. Preis geb. M. 30.—.

Die Illustrations-Verfahren. Eine vergleichende Behandlung der verschiedenen Reproduktionsarten, ihrer Vorteile, Nachteile und Kosten. Von Otto F. W. Krüger, Direktor der graphischen Abteilungen von F. A. Brockhaus, Leipzig. Quart, 300 Seiten Text mit 198 Abbildungen und 74 meist bunten Tafeln. Verlag von F. A. Brockhaus, Leipzig 1914. Preis in Leinen gebunden: M. 12.—.

Ein wunderschön ausgestattetes Buch mit herrlichem Bilderschmuck. Auch wer sich nicht besonders für Druck- und Illustrations-Verfahren interessiert, wird an den schönen Bildern des Buches und seinem sonstigen Schmuckmaterial Freude haben. Aber jeder wird auch fragen (wie ich): warum sieht man so selten schöne Illustrationen und Bilder wie in diesem Buch? Sind diese mehrfarbigen Illustrationsverfahren zu teuer, liegt es am Papier oder an mangelnder Kenntnis der Verfahren und der Firmen, welche damit arbeiten? Wenn dieses schöne Buch Verbreitung findet, dann wohl auch die darin beschriebenen Illustrationsverfahren, und die deutschen Bücher werden dann die schönsten und besten in der Welt sein.
A. V.

Stable Biplane Arrangements von J. C. Hunsaker. Sonderabdruck aus Engineering, 7. und 14. Jan. 1916.

Der Verfasser hat im Windkanal des Massachusetts Institute verschiedene Anordnungen der Tragflächen bei Doppeldeckern unter-

sucht, ähnlich wie die entsprechende in der Göttinger Anstalt ausgeführte Arbeit (vergl. diese Zeitschr. Jahrg. 4, S. 1 und Jahrg. 5, S. 162), jedoch mit einem anderen Profil. Insbesondere wurden dabei solche Anordnungen herangezogen, die sich bereits ohne Zuhilfenahme einer Stabilisierungsfläche als stabil erwiesen. Die Ergebnisse sind in zahlreichen Schaubildern und 2 Tabellen wiedergegeben.
Betz.

Dynamical Stability of Aeroplanes von J. C. Hunsaker 1916.

Die kurze Schrift enthält einen Auszug aus der im vorhergehenden besprochenen Arbeit.
B.

Hauptmann Bölckes Feldberichte. Mit einer Einleitung von der Hand des Vaters und zwanzig Bildern. Erstes bis fünfzigstes Tausend. Verlag: Friedrich Andreas Perthes A.-G. Gotha 1916, Oktav, 123 Seiten, 18 Abbildungen im Text. Preis geheftet M. 1.— gebunden M. 1.60.

Das Buch ist interessant geschrieben und wird das Andenken an Hauptmann Bölcke und seine Heldentaten im deutschen Volke und seinen Verbündeten noch mehr sichern. Der Leser erhält Aufschluß über das Werden und Wirken unserer Flieger-Offiziere. Die Titelseite ist schön ausgeführt mit dem Charakterkopf Bölckes. Auch das Papier und Druck des Textes ist für Kriegszeiten gut. Für die Abbildungen (Autotypien nach photographischen Aufnahmen Bölckes) wurde Kunstdruckpapier gewählt, aber die Bilder selbst könnten meist besser sein. Wenn man vorher das Buch von Krüger durchblättert hat, ist der Kontrast zu groß. Aber die Hauptsache ist der geistige Inhalt, und der wird jeden Leser, jung und alt, befriedigen.

Kugellager-Hauptliste 1916 der Deutschen Waffen- und Munitionsfabriken, Berlin-Borsigwalde.

In einem Umfange von 136 Seiten wird dem Konstrukteur ein Material geboten, welches über das DWF-Kugellager, seine Vorzüge, Ausführungsformen, Anwendungsgebiete, Behandlung usw. eingehend Aufschluß gibt. Ca. 100 Abbildungen veranschaulichen die verschiedenen Lagerformen, während die Abmessungen und zulässigen Belastungen für die im Kraftwagen-, allgemeinen Maschinen- und Apparatebau vorkommenden Drehzahlen auf 38 Tabellen zusammengestellt sind.

Außerdem enthält die Liste im Anhang auf 32 Seiten eine Sammlung grundlegender Einbau-Beispiele aus den neuesten Anwendungsgebieten, sowie allgemein gültige Regeln für Einbau, Wartung, Schmierung und Abdichtung der Kugellager in Wort und Bild. Dieser Teil wird auch in einem besonderen Einband abgeben.

Erwähnt zu werden verdient noch ein von der Firma herausgegebener praktischer Skizzenblock, bestehend aus etwa 50 Blättern Millimeterpapier und einer Anzahl von Einbau-Beispielen, der Freunden des DWF-Kugellagers unentgeltlich überlassen wird.

Kriegerheimstätten, eine Schicksalsfrage für das deutsche Volk. Vortrag, gehalten in öffentlicher, vom Deutschen nationalen Verein für Österreich einberufenen Versammlung am 8. Januar 1916 in Wien von Adolf Damaschke. Vorsitzender des Bundes deutscher Bodenreformer und des Hauptausschusses für Kriegerheimstätten, Berlin. Anhang: Exzellenz Weiskirchner, Bürgermeister von Wien, und Peter Rosegger über Kriegerheimstätten. 1916, Verlag „Bodenreform“, G. m. b. H., Berlin NW., Lessingstr. 11. Gr.-Oktav, 27 S. Preis geh. 50 Pf.

Die unterseeische Schifffahrt, erfunden und ausgeführt von Wilhelm Bauer, früher Artillerie-Unteroffizier, später k. russ. Submarine-Ingenieur. In geschichtlicher und technischer Hinsicht auf Grund authentischer Urkunden und Belege dargestellt und mit Andeutungen über weitere Erfindungen Bauers versehen. Von Ludw. Hauff. Getreue Wiedergabe der einzigen 1859 erschienenen Ausgabe unter Hinzufügung von zwei Aufnahmen des 1851 gesunkenen, 1877 wieder gehobenen und im Museum für Meereskunde in Berlin aufgestellten ersten Unterseebootes. Verlag: C. C. Buchner, Bamberg 1915. Mit 4 lithogr. Zeichnungen und einem Anhang, das Philips-Delanysche submarine Boot betreffend. Okt. 78 S. mit 3 Fig.-Tafeln. Preis geh. M. 1.50.

Der deutsche Erfinder Wilhelm Bauer berichtet über seine Arbeiten an Unterseebooten, seine Versuche in Deutschland, England und Rußland. Gerade jetzt bei den großen Erfolgen unserer Tauchboote dürften diese Berichte besonders interessieren. Von Wilhelm Bauer sagt der englische Marineschriftsteller Burgoyne in seinem umfangreichen Werk über die unterseeische Schifffahrt: „Deutschland könne mit Recht stolz darauf sein, einen Mann hervorgebracht zu haben, der zur Lösung des Problems der unterseeischen Schifffahrt mehr beigetragen hat als irgend ein anderer Erfinder.“

Rückkehr des Handels-U-Bootes „Deutschland“ des ersten Handels-Tauchschiffes der Welt, von seiner ersten Reise nach Amerika, im Heimathafen Bremen am 25. August 1916, nach dem Gemälde von Prof. Willy Stöwer.

Der 25. August 1916 ist zu einem Markstein für unser deutsches Vaterland und die Geschichte der Seefahrt geworden. Welch eine hohe wirtschaftliche und politische Bedeutung die Ausreise der „Deutschland“ und ihre glückliche Heimkehr besitzt, welcher Fortschritt für Deutschlands Seemacht, für seinen Seeruhm durch den Erfolg dieser Ozeanfahrt erzielt wurde und welchen Triumph deutsche Seetechnik damit erleben durfte, dafür gibt es allgemein nur eine Stimme.

Diese geschichtlich denkwürdige Fahrt, den Augenblick der glücklichen Rückkehr des ersten Handelstauchschiffes der Welt, hat der bekannte Marinemaler Professor Willy Stöwer im Bilde festgehalten und in einem packenden Monumentalgemälde eine authentische Darstellung nach dem Leben, ein Bild der ruhmvollen Rückkehr der „Deutschland“ geschaffen, die sich nach Ansicht aller Augenzeugen zu einem Triumphzug ohne gleichen gestaltete.

Nach diesem Gemälde, das ein bleibendes Denkmal der Erinnerung an das Werk deutschen Handels, deutscher Industrie und Seeschiffahrt zur Aufhebung feindlicher Seeblockade ist, hat der Verlag Gustav Zehrfeld, Leipzig, eine Wiedergabe — Farbenlichtdruck — als Kunstblatt von farbenprächtiger Wirkung herausgegeben.

Das in Ausführung und Farben mit dem Original übereinstimmende Kunstblatt auf Kupferdruckkarton in großem Format, Bildgröße $25 \times 78\frac{1}{2}$ cm (Kartonformat 90×120 cm), kostet 30 M. Außerdem gelangen die ersten 150 Abzüge als „Vorzugsdrucke“, auf Japan gedruckt, numeriert und vom Künstler eigenhändig signiert, zum Preise von je 100 M. zur Ausgabe.

Die Geschäftsstelle des Deutschen Flottenvereins hat die weiteste Verbreitung des Bildes als in hohem Maße wünschenswert bezeichnet und auch noch besonders als Schmuck für Vereins- und Empfangsräume warm empfohlen. A. V.

Flieger-Wetterkunde. Kurz gefaßte Darstellung der Physik des Luftmeeres und der Wetterkunde in Beziehung zum Flugwesen von Dr. Oskar Prochnow, Lehrer in der Beobachter- und Fliegerschule der Flieger-Ersatz-Abteilung Köln. Quart, 32 Seiten mit 40 Textfiguren und 12 zweifarbigen Wetterkarten. Verlag: F. Nemann, Mannheim und Leipzig, 1916. Preis M. 4.—

Das Buch ist ein Bilderatlas der Wetterkunde und ist für Luftfahrer, namentlich Flieger geschrieben. Das Werk unterscheidet sich von allen bisher erschienenen Lehrbüchern über Flieger-Meteorologie dadurch, daß es in erster Linie durch die bildliche Darstellung lehrt, daher enthält das Werk verhältnismäßig viel Abbildungen nach Zeichnungen, Photographien und Karten, der Text dagegen ist sehr knapp gehalten. Das Werk ist eingeteilt in A. Physik des Luftmeeres und B. Fliegerwetterkunde. Im ersten Teil werden die Instrumente und Meßgeräte, wie Höhenmesser, Höhenschreiber, Windmesser etc., beschrieben und die Behandlung dieser Instrumente gelehrt. Eine Tafel enthält eine Schätzungsskala der Windstärken, mit bildlichen Darstellungen der entsprechenden Geschwindigkeiten (Fußgänger, Pferdefuhrwerk, Radfahrer, Automobil, Eisenbahn usw.). Weitere Tafeln veranschaulichen die Luftdruckabnahme mit der Höhe, die Luftzusammensetzung, die Luftströmungen (horizontal und vertikal usw.). Sehr schöne Abbildungen der verschiedenen Wolkenformen nach photographischen Aufnahmen lehren dem Flieger, aus den Wolkenformen auf Sicht und Wetter zu schließen.

Der zweite Teil behandelt die Wetterkarte, das Lesen und Verstehen derselben. die hauptsächlichsten Wetterlagen, und zwar werden die van Böbberschen Wettertypen auf 5 zusammengezogen, die nach den Windrichtungen bezeichnet werden. Die Hauptzugstraße der Tiefdruckwirbel und die drei Aktionszentra des Wetters in Europa werden behandelt. Zum Schluß kommt die Wetteransage und sind in diesem Kapitel die Allgemeinen Wetterregeln und örtlichen Wetterregeln sowohl der Praxis als auch der Wissenschaft zusammengefaßt.

Das Buch ist von einem praktischen Flugplatz-Meteorologen geschrieben und dürfte allen Fliegern und sonst in der Luftfahrt praktisch Tätigen ein unentbehrlicher Leitfaden werden. Auch Papier und Ausstattung sind zu loben. Wegen der Wetterkarten ist das Format sehr groß gewählt. In der nächsten Auflage sollte man die Karten falten, so daß sich ein handliches Taschenformat ergibt, denn einen guten Leitfaden soll man bequem bei sich tragen können. Allen Interessenten kann die Anschaffung dieses Werkes empfohlen werden.

Jahrbuch der Technischen Zeitschriften-Literatur (technischer Index). Auskunft über Veröffentlichungen in in- und ausländischen technischen Zeitschriften nach Fachgebieten, mit technischem Zeitschriftenführer. Herausgegeben von Heinrich Rieser. Zufolge Erlasses des k. k. Ministers für öffentliche Arbeiten vom 23. November 1915, Präsidialzahl 2867, allen staatlichen techn. Ämtern und Anstalten zum fortlaufenden Bezuge empfohlen. Ausgabe 1916 für die Literatur des Jahres 1915. Verlag für Fachliteratur, G. m. b. H. Wien und Berlin. Oktav, 120 Seiten. Preis gut geheftet M. 6.50.

Das Buch ist ein wichtiges Nachschlagebuch für Ingenieure und Schriftsteller. Die Einteilung ist sehr übersichtlich, so daß man das Gesuchte leicht findet. Das Gebiet »Luftfahrwesen« könnte etwas ausführlicher behandelt sein. A. V.

Aus der Geschichte der Reichsmarinestiftung. S. M. Kleiner Kreuzer »Frauenlob«. Berlin W. 10, Königin-Augustastr. 30/42, (Reichs-Marine-Amt), Juli 1916, von Wirkl. Geh. Admiralitätsrat Dr. Felisch. Kl. Oktav, 23 Seiten. Gedruckt unter opferwilliger Beihilfe der Kgl. Hofbuchdruckerei Wilhelm Greve, Berlin SW. 68.

An Bord. Kriegserlebnisse bei der schwimmenden und fliegenden Wehrmacht Deutschlands. Von Anton Fendrich. Verlag: Francksche Verlagshandlung, Stuttgart. Kl.-Oktav, 140 Seiten. Preis geb. M. 1.60. Das Buch ist interessant geschrieben und gewährt dem Leser einen Einblick in die Kriegstüchtigkeit unserer Marine.

Deutsche U-Boot-Taten in Bild und Wort. Von Prof. Willy Stöwer. Herausgegeben von der Reichsmarinestiftung zu Berlin W. 10, Königin-Augustastr. 38/42, zugunsten ihrer Friedenswohlfahrtszwecke. 1. Buch, Jahrgang 1916. Galerie-Verlag, G. m. b. H., Berlin W. 35. Gr.-Oktav, 10 Seiten Text mit 10 ganzseitigen Abbildungen in Buntdruck. Preis M. 2.50.

Ein schönes Bilderbuch mit kurzem erklärendem Text, das zu Geschenken für junge und alte Knaben sehr geeignet ist. A. V.]

„Unsere Luftwaffe“ ist der Titel eines Buches, das soeben im Kunstverlag »Bild und Karte« in Leipzig erschienen ist und durch jede Buchhandlung und vom Verlag der »Luftfahrerdank« bezogen werden kann. Flugzeug und Luftschiff haben in diesem Kriege eine Bedeutung erlangt, die niemand vorausgesehen hat. Während früher selbst Fachleute annahmen, daß unsere Luftflotte im Kriege nur der Aufklärung dienen könne, hat sie sich in überraschend kurzer Zeit auch zu einer Kampf- waffe entwickelt, deren verheerende Wirkungen besonders unser Todfeind jenseits des Kanals in ausgiebiger Weise zu spüren bekommt. Wenn auch dieser riesenhafteste aller Kriege der Weltgeschichte eine einzige große Offenbarung deutschen Heldentums ist, so hat doch nicht zuletzt gerade unsere jüngste Waffe, unsere Luftflotte, sich mit unsterblichem Ruhm bedeckt und Taten vollbracht, die fortleben werden in den Herzen aller Deutschen bis in die fernsten Zeiten. Von solchen Taten berichtet das Buch, und sein Vorzug ist es, daß in ihm berühmte Flieger und Führer von Luftschiffen zu Worte kommen und mit ihren packenden Schilderungen denen da draußen, die Tag für Tag ihr Leben in die Schanze schlagen, ein Denkmal setzen, das dauerhafter ist als Stein und Erz. Das volkstümlich und spannend geschriebene, mit vielen prächtigen Doppelton- und Farbenbildern geschmückte Buch dürfte daher allgemeinem Interesse begegnen und verdient auch unter unserer Jugend, für die es als ideales Geschenkwerk bezeichnet werden kann, die weiteste Verbreitung. Der Preis von M. 2.— muß in Anbetracht der gediegenen Ausstattung billig genannt werden. K.

Der Indikator und das Indikator diagramm. Ein Lehr- und Handbuch für den praktischen Gebrauch von Oberingenieur Dipl.-Ing. W. Wilke, Dozent an der Technischen Hochschule in Hannover. Verlag von Otto Spamer in Leipzig. Gr.-Oktav, 140 Seiten mit 203 Figuren im Text. Geheftet M. 6.—, gebunden M. 7.50.

Das Buch beschreibt alle Systeme von Indikatoren und behandelt kritisch die Vor- und Nachteile der gegenwärtig gebräuchlichen Indikatorsysteme. Im 1. Teile wird der Indikator und seine Anwendung besprochen, während im zweiten Teile eine Analyse des Indikator diagrammes gegeben wird. Gerade in der Untersuchung der Maschinen dürfte wohl das größte und wichtigste Anwendungsgebiet des Indikators in der Praxis liegen. Das Diagramm der Dampfmaschine, der Gasmaschine, des Kompressors einschließlich der Kaldampfmaschine und der Pumpe werden eingehend besprochen. Eine nach den einzelnen Kapiteln geordnete Übersicht über die in Zeitschriften vorhandene reichhaltige Literatur ist dem Werk beigelegt.

Aus dem Inhalt: Das Indikator diagramm; Geschichtliches über die Entwicklung des Indikators; Die Warmfeder- und Kaltfederindikatoren; Die Einzelteile des Indikators; Die Federeichung; Der Antrieb der Papiertrommel; Die Hebelhubverminderer; Die Kurbelhubverminderer; Die Rollenhubverminderer; Die Schnurdehnungen und die dadurch verursachten Fehler der Trommelbewegung; Handhabung des Indikators; Ausführung von Indizierversuchen; Durch den Indikator verursachte Fehler des Diagramms; Indikatoren besonderer Bauart; Planimetrierende Indikatoren (Arbeitszähler); Indikatoren für Zeit- und Kurbelwegdiagramme; Indikatoren für offene Kolbenwegdiagramme; Fernschreibindikatoren (Lokomotivindikatoren); Optische Indikatoren und Mikroindikatoren (besonders für schnellaufende Motoren); Das indizierte und das wahre Druckdiagramm; Die Bewegungsgleichung des Indikator kolbens; Die zeichnerische Ermittlung des wahren Druckdiagramms; Das Indikator diagramm als bildliche Darstellung der Maschinenarbeit; Ermittlung der indizierten Leistung; Gebrauch des Polarplanimeters zur Auswertung der Diagramme; Ermittlung des Arbeitsmaßstabes der Diagramme; Das Diagramm der Dampf-

maschine; Die Eintritts- oder Füllungslinie; Die Expansionslinie; Die Vorausströmungs- und Austrittslinie; Die Kompressionslinie; Beispiele fehlerhafter Diagramme: Das Rankinisieren der Diagramme; Die Bestimmung des »sichtbaren« Dampfgewichtes und der spezifischen Dampfmenge aus dem Diagramm; Steuerungsdiagramm, Ventilerhebungsdiagramm; Typische Diagramme verschiedener Verbrennungskraftmaschinen; Berechnung der indizierten Leistung von Verbrennungskraftmaschinen; Die Zündungslinie; Die Expansions- und Kompressionslinie; Die Ansaug- und Anströmlinie (das Schwachfederdiagramm); Das Diagramm des einstufigen Luftkompressors; Berechnung des volumetrischen Wirkungsgrades aus dem Diagramm; Das Diagramm des mehrstufigen Luftkompressors; Das Diagramm der Kompressions-Kältemaschine (Kaldampfmaschine); Das Pumpendiagramm; Fehlerhafte Pumpendiagramme; Ventilerhebungsdiagramme.
A. V.

Unsere Fachschulen. Adreßbuch der Hoch- und Fachschulen für Technik, Kunst, Landwirtschaft, Handel und Gewerbe in Deutschland, Österreich-Ungarn und der Schweiz Herausgegeben von der Redaktion der Technischen Monatshefte. (4. Buchbeilage 1915.) Verlag der Technischen Monatshefte, Francksche Verlagshandlung, Stuttgart. Gr.-Oktav, 61 Seiten.

Ein wichtiges Nachschlageheft für Professoren, Dozenten und Lehrer von Hochschulen und Fachschulen wie deren Studierende, Hörer, Schüler und solchen, die es werden wollen. Dem Interessenten gibt das Werk ein Bild aller Hoch- und Fachschulen deutscher Sprache. Über alles Wissenswerte gibt das übersichtlich geordnete Werk Aufschluß.
A. V.

Nachruf.

Infolge eines Unglücksfalls verschied in seinem 47. Lebensjahre in Garmisch-Partenkirchen unser Ehrenmitglied

Herr Dr. med. Fritz Weisswange,

Oberstabsarzt der Reserve,

Inhaber des Eisernen Kreuzes II Klasse
und Ritter des Albrechtsordens I Klasse mit Schwertern.

Der Verstorbene war einer der Begründer unseres Vereins, dessen Vorstand er bis zu seinem Tode angehörte. Jahrelang hat er als erster Vorsitzender und als unser Vertreter beim Deutschen Luftfahrer-Verbande sich große Verdienste erworben.

Er war ein energischer, gewandter und unerschrockener Luftfahrer und Ballonführer von Ruf, dessen Verlust für uns sehr schmerzlich ist.

In Dankbarkeit werden wir stets sein Andenken ehren!

Dresden, 30. Dezember 1916.

Königlich Sächsischer Verein für Luftfahrt.
von Laffert-Woldeck.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Aml Steinplatz Nr. 6001.

1. Am 30. Dezember ds. Js. traf uns durch den in Tirol erfolgten tödlichen Absturz unseres Mitgliedes Dr. med. Fritz Weißwange, Oberstabsarzt d. R. und Besitzer des Südanatoriums in Dresden, ein schmerzlicher Verlust. War doch der so plötzlich Verstorbene, der mit Auszeichnung am Kriege teilnahm, den verschiedenen Sports aufrichtig ergeben, ein kühner Luftfahrer und interessiertes Mitglied unserer Gesellschaft; sein Name wird bei uns unvergessen bleiben.

2. Auszeichnungen, Beförderungen:

Nach den Satzungen der kürzlich errichteten Siemens-Stiftung, die es sich zur Aufgabe macht, alle drei Jahre durch die Vertreter der größten deutschen wissenschaftlich-technischen Vereinigungen diejenigen Persönlichkeiten zu ehren, die sich wie Siemens hervorragende und anerkannte Verdienste um die Förderung der Technik in Verbindung mit der Wissenschaft erworben haben, wurde der zu diesem Zweck gestiftete Ring anlässlich der Werner-von-Siemens-Feier in der Technischen Hochschule Charlottenburg zum ersten Male an unser Mitglied, den Geheimrat Professor Dr. C. von Linde, München, verliehen.

Unser Mitglied, Exzellenz Schmiedecke, Generalleutnant, jetzt kommandiert zu den Offizieren von der Armee, Stellvertretendes Generalkommando des III. A.-K., Berlin, zuvor mit der Führung einer Landwehr-Brigade im Osten beauftragt, wurde im Laufe des Krieges mit dem Eisernen Kreuz II. und I. Klasse, der Hessischen Tapferkeitsmedaille, den Schwertern zum Komturkreuz des Sächsischen Albrechtsordens und Stern mit Schwertern ausgezeichnet.

Anlässlich der Hauptversammlung der Schiffbautechnischen Gesellschaft wurde unserem Vorstandsmitglied, dem Wirklichen Geheimen Oberbaurat Dr.-Ing. Veith, Berlin, die höchste Auszeichnung dieser Gesellschaft: die Goldene Medaille, als Anerkennung für seine Verdienste um die Einführung der Dampfturbinen auf den Kriegsschiffen, überreicht.

Der bei Ausbruch des Krieges in ein Freiwilliges Marine-Fliegerkorps eingetretene Fabrikbesitzer Friedr. Treitschke, Kiel, zurzeit bei einer Feldflieger-Abteilung in Flandern, wurde zum Leutnant d. R. befördert.

3. Ernennungen, Kommandierungen, Berufungen:

Unser Mitglied Stabsarzt Dr. Flemming, Berlin, unserer Ärztekommision angehörig und seit Ausbruch des Krieges

im Felde, wurde zum Chefarzt eines Reserve-Feldlazarets ernannt; der General der Infanterie, Exzellenz von Hänisch, Behördenvertreter in unserem Vorstand, wurde als Kommandierender General zum Stellvertretenden Generalkommando des X. A.-K., Hannover, berufen; Privatdozent Dr. L. Hopf, Assistent an der Technischen Hochschule Aachen, wurde zur Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen Adlershof kommandiert; der ordentliche Professor an der Universität Gießen Dr. Walter König, Direktor des Physikalischen Instituts, erhielt seine Ernennung zum Geheimen Hofrat; Professor Dr. Linke, Frankfurt, Obmann des elektrostatischen Ausschusses unserer Gesellschaft, ist zurzeit als Leutnant d. L. zum Taunus-Observatorium kommandiert; der vor kurzem mit der vorläufigen Leitung des Radium-Instituts der Bergakademie Freiberg i. Sa. betraute Privatdozent Dr. P. Ludewig, wurde zum A. O. Professor und Vorstand des Radium-Institutes ernannt; Reichsrat Dr. Oskar von Miller, Direktor des Deutschen Museums, München, wurde von Seiner Majestät dem Kaiser zum Mitglied des Kuratoriums der Physikalisch-Technischen Reichsanstalt berufen; Dipl.-Ing. Mumm, bisher bei einer Feld-Fliegerabteilung im Osten, erhielt seine Versetzung zur Inspektion der Fliegertruppen und wurde als Überwachungsingenieur der Automobil- und Aviatik-A.-G. Leipzig-Heiterblick zuerteilt; stud. math. Karl Pohlhausen, Göttingen, seit Kriegsbeginn im Felde, wurde als Leutnant d. R. zur Prüfanstalt und Werft der Fliegertruppen versetzt und als solcher zu der Göttinger Versuchsanstalt von Professor Dr. Prandtl kommandiert.

4. Weitere Mitteilungen aus unserem Mitgliederkreise:

Gerichtsassessor a. D. Dr. jur. Heimann ist aus seiner Stellung als Knappschaftsdirektor in Bochum ausgeschieden und zum Ersten Direktor des Knappschaftlichen Rückversicherungsverbandes in Berlin-Charlottenburg gewählt.

5. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

and. rer. techn. Fritz Max Mecklenburg, Leutnant d. R. im Drag.-Rgt. »König«, 2. Württemb. Nr. 26, zurzeit kommandiert zur Flieger-Ersatz-Abteilung Böblingen, Württemberg; Dipl.-Ing. Karl Theis, techn. Leiter der Halberstädter Flugzeugwerke, Halberstadt, Hohenzollernstr. 19, II.

Die Geschäftsstelle.

ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTORLUFTSCHIFFAHRT

MIT BEITRÄGEN DER MODELL-VERSUCHSANSTALT FÜR AERODYNAMIK IN
GÖTTINGEN, DER DEUTSCHEN VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT IN
BERLIN-ADLERSHOF UND DER SCHIFFBAU-ABTEILUNG DER KGL. VERSUCHS-
ANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU IN BERLIN

ORGAN DER WISSENSCHAFTLICHEN
GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER:

ING. ANSBERT VORREITER

ÖFFENTLICH ANGESTELLTER, BEIDIGTER SACHVERSTÄNDIGER FÜR LUFTFAHRZEUGE
DER HANDELSKAMMER BERLIN UND DER HANDELSKAMMER POTSDAM, SITZ BERLIN

BERLIN-STEGLITZ, SEDANSTRASSE 40/II

TEL.: STEGLITZ 1779

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

DR. L. PRANDTL UND **DR.-ING. F. BENDEMAN**

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

PROFESSOR, DIREKTOR DER DEUTSCHEN VERSUCHS-
ANSTALT FÜR LUFTFAHRT, BERLIN-ADLERSHOF

8. JAHRGANG

1917

MIT 154 ABBILDUNGEN IM TEXT UND 14 TAFELBEILAGEN



MÜNCHEN UND BERLIN 1917
DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Inhalts-Übersicht.

Autoren.	Seite		Seite
Bader, Dr.-Ing., Das Höhensteuer der Flugzeuge	116, 125	Dynamik der Flugzeuge, Einführung in die — (Bader)	43
— Theorie der Flugzeugmodelle	138	Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges, Über Fluggeschwindigkeit, Windstärke und — (Mises)	145
— Theorie und Praxis des Fliegens	1	Einführung in die Dynamik der Flugzeuge (Bader)	43
— Einführung in die Dynamik der Flugzeuge	43, 59, 73	Englische kgl. Fliegerkorps	83
Balaban, Dipl.-Ing. Karl, Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte	127	Englische Vorbereitungen für die wirtschaftlichen Aufgaben der Flugzeuge im Frieden	169
Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt: E. Everling, Adlershof, Kurvendarstellungen des Fluges	33	— Ermittlung der Steigfähigkeit eines Flugzeuges aus einem Barogramm (Mises)	173
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berichte der —: Everling, Kurvendarstellungen des Fluges	33	Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte, Das räumliche — (Balaban)	127
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Nachruf für S. Exz. Herrn Generalleutnant Rieß v. Scheurnschloß	48, 71	Flugmotor, Der »Hispano-Suiza« — (Hoffmann)	131, 141
Everling, E., Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftkurvendarstellungen des Fluges	33	Fluggeschwindigkeit, Windstärke und Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges, Über — (Mises)	145
Everling, Dr. E., Die Messung von Flugleistungen in England	154, 163, 182	Flugleistungen in England, Die Messung von — (Everling)	154, 163, 182
Hoffmann, Ing. St. Der »Hispano-Suiza«-Flugmotor	130, 141	Flugzeugmodelle, Theorie der — (Bader)	138
Kirste, Ingenieur Leo, Bestimmung des Trägheitsmomentes von Tropfenrohrprofilen	82	Französische und englische Flugzeuge (Vorreiter)	64
— Vergleich der Flugwiderstände verschiedener Arten von Flugzeugstreben	166	Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik 16, 32, 48, 72, 88, 108, 124, 132, 144, 156, 172, 190	
Mises, Prof. Dr. R. v., Über Fluggeschwindigkeit, Windstärke und Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges	145	»Hispano-Suiza«-Flugmotor, Der — (Hoffmann)	130, 141
— Zur Theorie des Tragflächenantriebes	157	Höhensteuer der Flugzeuge, Das — (Bader)	116, 125
— Ermittlung der Steigfähigkeit eines Flugzeuges aus einem Barogramm	173	Holmen, Beiträge zur Berechnung von Tragflächen- — (Pröll)	133
Pröll, A., Hannover, Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen	133	Klein, Nachruf für Direktor Gustav — (Vorreiter)	47
— Versuche über den Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug im Fluge	77, 89	Kurvendarstellungen des Fluges (Everling)	33
Rozendaal, John, Berlin und 's-Gravenhage, Das Nieuport-Jagdflugzeug	104, 151, 185	Messung von Flugleistungen in England, Die — (Everling)	154, 163, 182
Schaffran, Dr.-Ing. K., Systematische Luftpropellerversuche	49, 93, 109	Meyer, Nachruf für Kommerzienrat Bernhard — (Vorreiter)	72
Soden, Graf v., Dipl.-Ing., Graf von Zeppelin, der Erfinder. Besondere Beilage in Heft 5 u. 6.		Nieuport-Jagdflugzeug, Das — (Rozendaal)	104, 151, 185
Steinitz, Otto Theodor, Dr.-Ing., Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren	4, 17, 39	Patentschau (Vorreiter)	14, 31, 46, 70, 87, 106, 122, 131, 143, 155, 169, 188
Vorreiter, A., Französische und englische Militär-Flugzeuge	64	Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren (Steinitz)	4, 17, 19
— Nachruf für Direktor Gustav Klein	47	Propellerversuche, Systematische Luft- (Schaffran)	49, 93, 109
— Nachruf für Kommerzienrat Bernhard Meyer	72	Räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte, Das — (Balaban)	127
— »Delka« deutsche Luftkriegsbeute-Ausstellung	30	Rieß v. Scheurnschloß, Nachruf für S. Exz. Herrn — (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt)	48
— Patentschau 14, 31, 46, 70, 87, 106, 122, 131, 143, 155, 169, 188		Robinsonsche Schalenkreuz, Über die Veränderlichkeit des — (Wilke)	100
Wilke, Dr.-Ing. W., Privatdozent an der Universität Leipzig, Über die Veränderlichkeit der Angaben des Robinsonschen Schalenkreuzes	100	Steigfähigkeit, Ermittlung der — eines Flugzeuges aus einem Barogramm (Mises)	173
Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik, Geschäftliche Mitteilungen 16, 32, 48, 72, 88, 108, 124, 132, 144, 156, 172		Systematische Luftpropellerversuche (Schaffran)	49, 93, 109
		Theorie der Flugzeugmodelle (Bader)	138
		Theorie des Tragflächenantriebes, Zur — (Mises)	157
		Tragflächenantriebes, Zur Theorie des — (Mises)	157
		Theorie und Praxis des Fliegens (Bader)	1
		Trägheitsmomentes, Bestimmung des — von Tropfenrohrprofilen (Kirste)	82
		Versuche über den Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug im Fluge (Pröll)	77, 89
		Vergleich der Flugwiderstände verschiedener Arten von Flugzeugstreben (Kirste)	166
		Vorbereitungen für die wirtschaftlichen Aufgaben der Flugzeuge im Frieden, Englische —	169
		Widerstände verschiedener Arten von Flugzeugstreben, Vergleich der — (Kirste)	166
		Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug, Versuche über den — (Pröll)	77, 89
		Windstärke und Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges, Über Fluggeschwindigkeit, — (Mises)	145
		Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik, Geschäftliche Mitteilungen 16, 32, 48, 72, 88, 108, 124, 132, 144, 156, 172, 190	
		Zeppelin, Graf von —, der Erfinder (Soden) Nachruf, Besondere Beilage in Heft 5/6	

Sachliches Register.

Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen (Pröll)	133, 177
Berechnung von Tragflächenholmen, Beiträge zur — (Pröll)	133, 177
Berichte der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt: Kurvendarstellungen des Fluges (Everling)	33
Bestimmung des Trägheitsmomentes von Tropfenrohrprofilen (Kirste)	82
Bücher-Besprechungen 15, 31, 47, 88, 107, 123, 131, 143, 150, 172, 189	
»Delka« deutsche Luftkriegsbeute-Ausstellung (Vorreiter)	30
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berichte der —	33

Patente (erteilte).

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)

	Seite		Seite
Albers, Wilhelm, Berlin-Johannisthal, Kontrollapparat für die Zündung (301524; 46c, 14)	143	Hirschfelder, Max, Berlin-Weißensee, Auspufftopf für mehrzylindrige Explosionsmotoren (298163; 46c, 29)	87
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin, Vorrichtung zum selbsttätigen Ein- und Ausrücken einer Stoppuhr bei der Geschwindigkeitsmessung bewegter Maschinen- und Apparateile (Patent Nr. 299481; Kl. 42o, 8)	106	Hirschfelder, Max, Berlin-Weißensee, Kühler für Explosionsmotoren (664221; 46c)	131
Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin, Prüfstand für Zahnradgetriebe (303049; 24k)	188	Höhn, Ernst O., Dipl.-Ing., Charlottenburg, Vorrichtung zur Ortsbestimmung (303783; 42c, 39)	170
Altmann, Joseph, Wien, Vergaser (302240; 46c, 6)	170	Junkers, Hugo, Dessau, Anordnung zur Verstärkung des Arbeitszylinders (301521; 46c, 4)	143
Ballonhallenbau (Artur Müller) G. m. b. H., Berlin-Johannisthal, Einseitige Schutzwand für Luftschiffhallen (300282; 27f, 8)	122	Kauertz, Wilhelm, Neukölln, Geteilte verschwenkbare Luftschiffhalle (301564; 37f, 8)	166
Ballonhallenbau, G. m. b. H., Einseitige Schutzwand (300332; 37f, 8)	122	Klitzing, Philipp v., Hamburg, Neigungsmesser (300826; 42c, b)	131
Baumann, Gallus, Zwickau i. Sa., Federanlaßvorrichtung (301064; 46c, 24)	143	Knoppe, Ferdinand, Berlin, Luftschiffhafen (301916; 37f, 8)	156
Beilke, Wilhelm, Berlin-Friedenau, Hohler Traghalm aus Holz für Luftfahrzeuge (299356; 77h, 5)	106	Körting, Gebr. A.-G., Linden b. Hannover, Kolben für Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für Flugzeugmotoren (661901; 46c)	87
Bernhard, Karl, Berlin, Verfahren zum Aufrichten von Bindern für Luftschiffhallen (302005; 37f, 8)	156	Kruse, Johannes H., Hamburg, Vorrichtung zur Ortsbestimmung (300484; 42c, 39)	131
Blinn, Karl, Saarbrücken, Auslaßventilsteuerung (302267; 46b, 2)	170	Kuers, Friedrich, Berlin-Tegel, Kühlvorrichtung für heißes Kühlwasser von Verbrennungskraftmaschinen (302978; 46d)	189
Bonte, Hans, Mülhausen i. Els., Im Kolben von Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern angeordnetes Ventil, dessen Ventilteller gegen die Fliehkraft im Gleichgewicht gehalten wird (297389; 46c, 3)	47	Lissau, Kurt, Hohenneudorf, Zweidüsenvergaser (303404; 46c)	188
Brand, Hermann, Berlin-Halensee, Elektrischer Vorwärmer für Vergaser (300510; 46c, 8)	131	Luftfahrzeug Gesellschaft m. b. H., Bitterfeld, Auspuffdämpfer für Explosionsmotoren (664248; 46c)	131
Braun, Otto, Köln, Mehrdecker (302380; 77h, 5)	170	Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B., Insbesondere für Drähte und Seile bestimmter Zugspannungsmesser (303401; 42k)	188
Brown, Boveri & Cie., Baden, Hochspannungsspule für magnetoelektrische Zündapparate (300520; 46c, 14)	131	Mannesmann-Mulag, Aachen, Verbrennungskraftmaschine (302198; 40a, 9)	170
Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim, Vergaser (301427; 46c, 6)	143	Marxer, Othmar, Attenhouse, Flugzeug mit am Hinterrade der Tragfläche angeordneten, quer zur Längsachse von außen nach innen geeigneten Teilflächen (303117; 77h)	189
Daimler Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim, Vorrichtung zum Bremsen von Explosionskraftmaschinen (302109; 46b, 6)	156	Maassen, Robert, Aachen, Zwischen zwei Ballons gespanntes Drahtnetz zur Abwehr feindlicher Flieger (671977; 77h)	189
Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim, Stellzeug zur Regelung eines aus mehreren Einzelmotoren bzw. Motorgruppen bestehenden Antriebes (302998; 46b)	188	Mentz, Richard, Stettin, Drachenflieger (301930; 77h, 10)	156
Deutsche Maschinenfabrik A.-G. Duisburg, Ohne Gerüst aufrechtbarer Binder für Luftschiffhallen (301562; 37f, 8)	156	Morell, Wilh., Leipzig, Geschwindigkeitsmesser, der die Überschreitung der vorgeschriebenen Geschwindigkeit und den Betrag der Überschreitung anzeigt (663876; 42o)	106
Deutsche Maschinenfabrik A.-G. Duisburg, Luftschiffhafen (301565; 73f, 8)	156	Motorflugwerke Rudwist, München, Zweitaktmotor mit parallelen Zylindern mit gemeinsamem Verbrennungsraum (302301; 46b, 3)	170
Döllken, W. & Co., G. m. b. H., Werden, Schiebetüranordnung für Flugzeughallen (661625; 37f)	87	Müller, Rudolf, Zürich, Luftschifftragkörper (302603; 77h, 2)	170
Eck, Dr. Otto, Godesberg a. Rh., Vorrichtung zur Anreicherung der Luft mit flüssigem Brennstoff (301523; 46c, 6)	143	Nagy, Julius, Berlin-Schöneberg und Karl Janisch, Wannsee, Bewegbare Luftschiffhalle (661746; 37f)	87
Eisemann, Ernst & Co., G. m. b. H., Stuttgart, Zündkerze für Explosionsmotoren (664297; 46c)	131	Origen, Karl, Essen-West, Luftschiffanker mit selbsttätig sich auslösenden Spreizarmen (663891; 77h)	106
Eisenführ, Wilhelm, Berlin, Zündkerzenkappe (296173; 46c, 28)	15	Plath, C., Hamburg, Kompaß (302625; 42c, 32)	170
Eisenmann, Dr. Kurt, Berlin, Flugzeug mit hintereinander angeordneten Tragdecken (302381; 77h, 5)	170	Plath, C., Hamburg, Peilvorrichtung für Peilscheiben, Peilkompass usw. (303200; 42c)	188
Ellehammer, Jakob, Christian Hansen, Kopenhagen, Brennstoffzuführungsvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (298672; 46c, 13)	87	Rapp, Karl, München, Vorrichtung zur Verminderung der Kompression bei Explosionskraftmaschinen (300469; 46c, 26)	131
Euler-Chelpin, Hans v., Stockholm, Vorrichtung zur Bestimmung von Neigungen (302896; 42c, 6)	170	Rau, Friedrich, Berlin, Seitensteuervorrichtung für Flugzeuge (297769; 77h, 5)	8 XI
Exoffier, Eugen, Genf, Vergaser (302241; 46c, 6)	170	Reik, Hugo, Wien, Explosionskraftmaschine (300855; 46c, 8)	143
Flugmaschine Rex G. m. b. H., Köln, Vorrichtung zur Verhinderung der Bildung von Ölkrusten an Kolbenböden (301522; 46c, 5)	13	Resopan G. m. b. H., Köln, Kartenhalter (302932; 46n, 9)	170
Frank, Karl, München, Leuchtgeschöß (301862; 77h, 15)	156	Riotte, Frieda, Schlettstadt i. Els., Lenkluftschiff (556790; 77h)	47
Frick, Richard, und Fa. Wilhm. Weiffenbach, Stuttgart, Leuchtbombe (301861; 77h, 15)	156	Rumplerwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal, Versuchseinrichtung für Triebsschrauben (301974; 77h, 6)	156
Gockerell Fritz und Lochner Michael, München, Ringschiebersteuerung für Explosionskraftmaschinen mit kreisenden Zylindern (303068; 46b)	188	Rupp, Albert, Berlin-Karlshorst, Federnde Propellernabe (302875; 77h, 6)	170
Gutehoffnungshütte, Oberhausen, Verfahren zur Aufstellung von Hallenbindern (301563; 37f, 8)	156	Schenk, Otto, Zofingen, Geschwindigkeitsanzeiger für Fahrzeuge nach dem Beschleunigungsprinzip (299421; 42o, 13)	106
Hartmann & Braun, A.-G., Frankfurt a. M., Neigungsmesser (300371; 42c, 6)	122	Schnetzer, Otto, Donaueschingen, Kompaß für Luftfahrzeuge (300518; 32c)	131
Hartmann & Braun, A.-G., Frankfurt a. M., Kopfhalter für Fernrohre, Zielvorrichtungen und Lupen (303036; 42h)	188	Schwade, Hans James, Erfurt, Kolbenringdichtung (300834; 46c, 5)	131
Hauser, Eugen, Friedrichshafen a. B., Aus Ventilschindel und Ringschieber bestehendes Ein- und Auslaßventil (300335; 46b, 2)	123	Seibert, B., Saarbrücken, Drehbare Luftschiffhalle (302006; 37f, 8)	156
Henkel, Dr. Karl, Frankfurt a. M., Steuergriffgabel für Flugzeuge (302898; 77h, 5)	170	Shaw, James, Chicago, Im Viertakt arbeitende Verbrennungskraftmaschine für Flugzeuge (296119; 46a, 25)	15
Herrmann, Julius, und Edmund Seelig, Berlin, Luftschiff mit zwei durch ein zwischen ihnen liegendes Gerüst versteiften, nebeneinander liegenden Tragkörpern (298776; 77h, 2)	106	Sklenar, Ignaz, Budapest, Ringschieberabdichtung für Explosionskraftmaschinen (300855; 46c, 8)	143
Hertel, Dr. Karl, und Karl W. Paul, Bremen, Verfahren zur Beschleunigung des Auffluges (302669; 77h, 9)	170	Stüttgen, Otto, Köln, Tragkörper für Luftschiffe (299237; 77h, 4)	106
		Thiel, Fritz, Görlitz, Gondelschwerpunkt-Balancier-Flugzeug (663887; 77h, 5)	106
		Weikersheimer, Gebr., München, Explosionskraftmaschine (302933; 46a)	170
		Woerner, Robert, Berlin-Johannisthal, Fahr- und Schwimmergestell für Flugzeuge (302640; 77h, 9)	170
		Woerner, Robert, Berlin-Johannisthal, Flugzeug mit Maschinengewehr-Kuppel (302354; 77h, 5)	170
		Woerner, Robert, Berlin-Johannisthal, Wasserflugzeug mit am hinteren Ende der bootsförmig gestalteten Gondel angeordnetem, hochklappbarem Wassersteuer (299245; 77h, 5)	106

Wolffsohn, Lionel, Hoboken, Anlaßvorrichtung (296 165; 46c, 28)	15
Woll, Heinrich, Gersweiler-Ottenhausen, Viertaktmaschine 296088; 46b, 13)	15
Zahnradfabrik G. m. b. H. und Dipl.-Ing. Freiherr Alfred v. Soden-Fraunhofen, Friedrichshafen a. B., Kontrollvorrichtung für Zahnradgetriebe (301012; 42b, 26)	143

Patente (erteilte).

(Sachliches Register.)

Anlaßvorrichtung (296 165; 46c) (Wolffsohn)	15
Anordnung zur Verstärkung des Arbeitszylinders (301 521; 46e) (Junkers)	143
Aufrichten von Bindern für Luftschiffhallen (302005; 37f) (Bernhard)	156
Anlaßventilsteuerung (302 267; 46b) (Blinn)	170
Auspuffdämpfer für Explosionsmotoren (664 248; 46c) (Luftfahrzeug-Ges.)	131
Auspufftopf für mehrzylindrige Explosionsmotoren (298 163; 46c) (Hirschfelder)	87
Binder für Luftschiffhallen (301 562; 37f) (Deutsche Maschinenfabrik A.-G.)	156
Brennstoffzuführungsvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen (298 672; 46c) (Ellehammer)	87
Drachenflieger (301 930) (Mentz)	156
Drahtnetz zur Abwehr feindlicher Flieger, Zwischen zwei Ballon gespanntes — (671 977) (Maassen)	189
Ein- und Auslaßventil (300 335; 46b) (Hauser)	123
Explosionskraftmaschine (300 855; 46e) (Reik)	143
Explosionskraftmaschine (302 933; 46a) (Weikersheimer)	70
Fahr- und Schwimmergestell für Flugzeuge (302 640) (Woerner)	170
Federanlaßvorrichtung (301 064; 46c) (Baumann)	143
Federnde Propellernabe (302 875) (Rupp)	170
Flugzeug mit hintereinander angeordneten Tragdecken (302 381) (Eisenmann)	170
Flugzeug mit Maschinengewehr-Kuppel (302 354) (Woerner)	170
Flugzeug (303 117) (Marxer)	189
Geschwindigkeitsmesser, der die Überschreitung der vorgeschriebenen Geschwindigkeit und den Betrag der Überschreitung anzeigt (663 876; 42e) (Morell)	106
Geschwindigkeitsanzeiger für Fahrzeuge nach dem Beschleunigungsprinzip (299 421; 42e) (Schenk)	106
Gondelschwerpunkt-Balancier-Flugzeug (663 887) (Thiel)	106
Kartenhalter (302 932; 46n) (Resopan-G. m. b. H.)	170
Kolben für Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für Flugzeugmotoren (661 911; 46c) (Körting)	87
Kolbenringdichtung (300 834; 46c) (Schwade)	131
Kompaß für Luftfahrzeuge (300 518; 42c) (Schnetzler)	131
Kompaß (302 625; 42c) (Plath)	170
Kontrollapparat für die Zündung (301 524; 46e) (Albers)	143
Kontrollvorrichtung für Zahnradgetriebe (301 012; 42b) (Zahnradfabrik G. m. b. H.)	143
Kopfhalter für Fernrohre (303 036; 42h) (Hartmann & Braun)	188
Kühler für Explosionsmotoren (664 221; 46c) (Hirschfelder)	131
Kühlvorrichtung (302 978; 46d) (Kuers)	189
Lenkluftschiff (556 790) (Riotte)	47
Leuchtbombe (301 861) (Frick)	156
Leuchtgeschöß (301 862) (Frank)	156
Luftschiff mit zwei durch ein zwischen ihnen liegendes Gerüst versteiften nebeneinander liegenden Tragkörpern (298 776) (Herrmann)	106
Luftschiffanker mit selbsttätig sich auslösenden Spreizarmen (663 891) (Orfgen)	106
Luftschiffhafen (301 565) (Deutsche Maschinenfabrik, A.-G.)	156
Luftschiffhafen (301 916; 37f) (Knoppe)	156
Luftschiffhalle (661 746; 37f) (Nagy)	87
Luftschiffhalle, Drehbare — (302 006; 37f) (Seibert)	156
Luftschiffhalle, Geteilte verschwenkbare — (301 564; 37f) (Kauertz)	156
Luftschifftragkörper (302 603) (Müller)	170
Mehrdecker (302 380) (Braun)	170
Neigungsmesser (300 371; 42e) (Hartmann & Braun, A.-G.)	122
Neigungsmesser (300 826; 42c) (Klitzing)	131
Peilvorrichtung (303 200; 42c) (Plath)	188
Prüfstand für Zahnradgetriebe (303 049; 42k) (A.E.G.)	188
Ringschieberabdichtung für Explosionskraftmaschine (300 855; 46c) (Sklonar)	143
Ringschiebersteuerung (303 068; 46b) (Gockerell)	188
Schiebetüranordnung für Flugzeughallen (661 625; 37f) (W. Döllken & Co.)	87
Schutzwand für Luftschiffhallen (300 282; 27f) (Ballonhallenbau)	122
Schutzwand (300 332; 37f) (Ballonhallenbau)	122
Seitensteuervorrichtung für Flugzeuge (297 769) (Rau)	Heft 7/8 XI

Stellzeug zur Regelung eines aus mehreren Einzelmotoren bzw. Motorgruppen bestehenden Antriebes (302 998; 46b) (Daimler-Motoren-Ges.)	188
Steuergreifgabel für Flugzeuge (302 898) (Henkel)	170
Tragholm aus Holz für Luftfahrzeuge (299 356) (Beilke)	106
Tragkörper für Luftschiffe (299 237) (Stüttgen)	106
Ventil, dessen Ventilteller gegen die Fliehkraft im Gleichgewicht gehalten wird (297 389; 46e) (Bonte)	47
Verbrennungskraftmaschine (302 198; 46a) (Mannesmann-Mulag)	170
Verbrennungskraftmaschine für Flugzeuge (296 119; 46a 2) (Shaw)	15
Verfahren zur Ausstellung von Hallenbindern (301 563; 37 f.) (Gutehoffnungshütte)	156
Verfahren zur Beschleunigung des Auffluges (302 669) (Hertel)	170
Vergaser (302 241; 46c) (Exoffier)	170
Vergaser (301 427; 46c) (Daimler-Motoren-Gesellschaft)	143
Vergaser (302 240; 46c) (Altmann)	170
Vergaser, Elektrischer Vorwärmer für — (300 510; 46c) (Brand)	131
Versuchseinrichtung für Triebsschrauben (301 974) (Rumplerwerke)	156
Viertaktmaschine (296 088; 46b) (Well)	15
Vorrichtung zur Anreicherung der Luft mit flüssigem Brennstoff (301 523; 46c) (Eck)	143
Vorrichtung zur Bestimmung von Neigungen (302 896; 42c) (Euler)	170
Vorrichtung zum Bremsen von Explosionskraftmaschinen (302 109; 46b) (Daimler-Motoren-Gesellschaft)	156
Vorrichtung zum selbsttätigen Ein- und Ausrücken einer Stoppuhr bei der Geschwindigkeitsmessung bewegter Maschinen- und Apparateile (299 481; 42e) (Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft)	106
Vorrichtung zur Ortsbestimmung (303 783; 42c) (Höhn)	170
Vorrichtung zur Ortsbestimmung (300 484; 42c) (Kruse)	131
Vorrichtung zur Verhinderung der Bildung von Ölkrusten an Kolbenböden (301 522; 46c) (Flugmaschine «Rex»)	143
Vorrichtung zur Verminderung der Kompression bei Explosionskraftmaschinen (300 469; 46e) (Rapp)	131
Wasserflugzeug mit am hinteren Ende der bootsförmig gestalteten Gondel angeordneten hochklappbarem Wassersteuer (299 245) (Woerner)	106
Zweitaktmotor mit parallelem Zylinder mit gemeinsamen Verbrennungsraum (302 301; 46b) (Motorpflugwerke Rudqwert)	170
Hochspannungsspule für magnetelektrische Zündapparate (300 520; 46c) (Brown, Boveri & Cie.)	131
Zündkerze für Explosionsmotoren (664 297; 46c) (Eisemann)	131
Zündkerzenkappe (296 173; 46c) (Eisenführ)	15
Zugspannungsmesser (303 401; 42k) (Luftschiffbau Zeppelin)	188
Zweidüsenvergaser (303 404; 46c) (Lissau)	188

Auszüge aus den Patentschriften.

(Alphabetisches Patentinhaber-Verzeichnis.)

Beilke, Wilhelm, Berlin-Friedenau, Höhler Tragholm (299 356)	170
Gramaticesco, Georges, Flugzeug mit stufenförmiger Tragfläche (296 536)	88
Kendig, Julian Henry, Fallschirmbefestigung für Flugzeuge (286 427)	88
Herrmann, Julius, und Edmund Seelig, Berlin, Luftschiff mit zwei nebeneinander liegenden Tragkörpern (298 776)	171
Herrmann, Julius, und Edmund Seelig, Berlin, Luftschiff mit zwei nebeneinander gelagerten Tragkörpern (299 216)	143
Pingel, Wilhelm, Kiel-Dietrichsdorf, Einrichtung zum Ein- und Ausfahren von Luftschiffen (296 737)	123
Stüttgen, Otto, Köln, Tragkörper für Luftschiffe (299 237)	171
Woerner, Robert, Berlin-Johannisthal, Wasserflugzeug (299 245)	170
Zorn, Wilhelm, Berlin, Holm (298 615)	170

Auszüge aus den Patentschriften.

(Sachliches Register.)

Einrichtung zum Ein- und Ausfahren von Luftschiffen (296 737) (Pingel)	123
Fallschirmbefestigung für Flugzeuge (286 427) (Kendig)	88
Flugzeug mit stufenförmiger Tragfläche (296 536) (Gramaticesco)	88
Holm (298 615) (Zorn)	170
Luftschiff mit zwei nebeneinander gelagerten Tragkörpern (299 216) (Herrmann)	143
Luftschiff mit zwei nebeneinander liegenden Tragkörpern (298 776) (Herrmann)	171

	Seite
Tragholm (299 356) (Beilke)	170
Tragkörper für Luftschiffe (299 237) (Stüttgen)	171
Wasserflugzeug (299 245) (Woerner)	170

Bücherbesprechungen.

Autoren.

»Aero-Club«, kaiserl. königl. österreichischer —, Jahrbuch 1917, Wien I	108
Abigt, E., Direktor, Heimkultur — Deutsche Kultur. Heimstätten für Kriegsteilnehmer. Gesellschaft für Heimkultur E. V., Wiesbaden	144
Arndt, Prof. Dr. Kurt, Privatdozent, Handbuch der physikalisch-chemischen Technik für Forscher und Techniker. Verlag Ferd. Enke, Stuttgart	107
Behrens, Peter, Prof., Technische Abende. Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin	189
Betsch, Roland, und Georg Schütz, Flinz und Flüge. Wilh. Gottl. Korn, Breslau	132
Blumrich, Karl, und Andreas Hofer, Fliieger-Gruß. Verlag Buch- und Musikalienhandlung Karl Blumrich, Wr.-Neustadt	32
Bortels, A., Oberflugmeister, Der Flugmeister. Verlag Dietrich Reimer, Berlin SW. Heft 9 u. 10, XIII	XIII
Bryan-Bader, Die Stabilität der Flugzeuge. Verlag Julius Springer, Berlin	16
Bülow, v., Oberleutnant, Die Jäger vor. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig Heft 9 u. 10, XIV	XIV
Damaschke, Adolf, Bodenreform. Deutsche Volksstimme. Freiland. Verlag »Bund Deutscher Bodenreformer«, Berlin NW 47, 108, 144	144
De Fries, Heinrich, G. m. b. H., Düsseldorf, Berlin, Wien und Brüssel. »Hädef«-Hebezeuge	189
Deutsch, W., Metallphysik. Verlag Fr. Vieweg & Co., Braunschweig Heft 9 u. 10, XIV	XIV
Deutscher Altschriftenbund, Aufruf an das deutsche Volk zur Aufhebung der unnützen Zeitschriftlichkeit. Verlag F. Söneck, Bonn	144
»Deutsche Balkan-Zeitung«, Verlag Deutsche Balkan-Zeitung G. m. b. H., Berlin SW und Sofia	143
Deutscher Luftflottenverein, Das fliegende Schwert. Verlag Gerhard Stalling, Oldenburg	108
Deutsche Steuerzeitung, Wie berechne ich meine Kriegs- und Besitzsteuer? Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin	10
Deutsches Museum, München. Verlag R. Oldenbourg, München	180
Dieterich, Direktor Dr. Karl, Privatdozent, Die Unterscheidung und Prüfung der leichten Motorbetriebsstoffe. Verlag des Mitteleuropäischen Motorwagenvereins, Berlin	107
Erlacher, Ing. Georg J., Organisation von Fabrikbetrieben. Verlag Dr. Max Jänicke, Leipzig	107
Everling, Dr. Friedrich, Kaiserworte. Verlag Trowitzsch & Sohn, Berlin	150
Exner, M. Felix, Dynamische Meteorologie. Verlag B. G. Teubner, Leipzig	131
Eyermann, Ing., und Marine-Oberbaurat Schulz, Die Gasturbinen. Verlag M. Krayn, Berlin W Heft 9 u. 10, XIII	XIII
Franz, Prof. Geh. Regierungsrat, Werke der Technik im Landschaftsbild. Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin	144
Fürst, Artur, Werner v. Siemens. Deutsche Verlagsanstalt, Stuttgart	15
Gansberg, Kapitän Fritz, Der Flugzeugkompaß. Verlag M. Krayn, Berlin W	88
Gammell, Dr. R., Privatdozent, Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges. Sammlung Vieweg. Verlag Friedr. Vieweg & Sohn, Braunschweig	108, 131
Grimsehl, E., Lehrbuch der Physik. Verlag B. G. Teubner, Leipzig	15
Günther, Hans, Technische Monatshefte. Franksche Verlagshandlung, Stuttgart	189
Günther, Hans, und M. U. Schoop, Das Schoopsche Metallspritzverfahren. Franksche Verlagshandlung, Stuttgart	150
Hammel, Ludwig, Zivil-Ingenieur, Werkstattwinke für den praktischen Maschinenbau. Selbstverlag, Frankfurt a. M. West	150
Hammel, Ludwig, Zivil-Ingenieur, Störungen an Betriebsmaschinen. Akademisch-Technischer Verlag Johann Hammel, Frankfurt a. M., W	189
Hauser, Dr. O., Der Mensch vor 100000 Jahren. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig Heft 9 u. 10, XIV	XIV
Hedin, Sven, Nach Osten. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig	143
Henkelburg, Leutnant Hans, Als Kampfflieger am Suezkanal. Verlag August Scherl, G. m. b. H., Berlin	108

	Seite
Herrmann, Max, Rechtsanwalt, Gesetz über den Vaterländischen Hilfsdienst vom 5. Dezember 1916. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin	124
Heyn, Dr.-Ing. Wilhelm, Die Geschwindigkeitsmesser mit Reibungsgetriebe. Verlag Julius Springer, Berlin W	108
Hillinger, Dipl.-Ing. Dr. jur., Sparstoff-Korrespondenz. Herausgegeben vom Verein deutscher Maschinenbauanstalten, Charlottenburg	143
Kammerer, Prof. Geh. Regierungsrat, Maschine und Werkzeug. Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin	144
Koppe, Dr. jur. Fritz, Das neue Gesetz über Sicherung der Kriegssteuer vom 9. April 1917. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C	124, 108
— Gesetz über einen Warenumsatzstempel. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C	15
— Gesetz über die Abwälzung des Warenumsatzstempels vom 30. Mai 1917. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin	124
— Kriegssteuergesetz vom 21. Juni 1916 und Besitzsteuergesetz vom 3. Juli 1913. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin	47
— Der Warenumsatzstempel. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C	16
Kreuter, Ing. C., Leitfaden für Flugschüler. Verlag M. Krayn, Berlin W	124, 132
Lange, Dr. Otto, Chemisch-technische Vorschriften. Verlag Otto Spamer, Leipzig	123
Linke, Dr. Franz, Professor, Die meteorologische Ausbildung des Fliegers. Verlag R. Oldenbourg, München	107
List, Heinrich Theodor, Deutschland und Mitteleuropa. Verlag D. Reimer, Berlin	31
Lorenz, H., Ballistik. Verlag R. Oldenbourg, München	47
Martens, P. Ch., Das Warenumsatz-Stempelgesetz. Gesetzverlag M. Schwarz & Komp., Berlin S	32
Moser, Jakob, Die Steuerbilanz. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin Heft 9 u. 10, XIII	XIII
Otto, Dr., Technischer Literaturkalender. Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin	132
Planck, Dr. Max, Einführung in die allgemeine Mechanik. Verlag S. Hirzel, Leipzig	107
Porstmann, W., Normenlehre. Verlag A. Haase	132
Rein, Dr.-Ing. Hans, Lehrbuch der drahtlosen Telegraphie. Verlag Julius Springer, Berlin	16
Roeder, R. H., Das neue deutsche Postrecht. Verlag Spaeth & Linde, Berlin	189
Schön, Ingenieur Fritz, Die Schule des Werkzeugmachers. Verlag Dr. Max Jänicke, Leipzig	15
Schünzel, Hauptmann Viktor, Motorschule für Flieger. Band 19 der Sammlung »Technische Praxis«	16
Technischer Ausschuß für Schmiermittelverwendung, Charlottenburg, Die Mitwirkung der Arbeiter bei der sparsamen Verwendung von Schmiermitteln und anderen Sparstoffen	143
Urbach, Dr. Ludwig, Advokat und Direktor, Vom Luftrecht. Verlag J. Gutenberg, G. m. b. H., Berlin	108
Voß, Andreas, Wettervorhersage für 1917. Vossianthus-Verlag, Berlin W	108
Wallichs, A., Die Psychologie des Arbeiters. Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin	144
Wettich, Dipl.-Ing. Hans, Die Maschine in der Karikatur. Verlag Dr. Eysler & Co., G. m. b. H., Berlin	16
Wilke, Ingenieur F., Leipzig, Uhlands Ingenieur-Kalender 1918. Verlag Alfred Körner, Leipzig	189
Zedermann, Dr. Felix, und Dr. Joseph Morenhoven, Kohlensteuergesetz vom 8. April 1917. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C	143

Bücherbesprechungen.

Sachliches Register.

Ballistik. Verlag R. Oldenbourg, München (Lorenz)	47
Baltischen Provinzen Liv-, Est- und Kurland, Karte der —. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig	108
Bodenreform. Deutsche Volksstimme. Freiland. Verlag: »Bund Deutscher Bodenreformer«, Berlin NW (Damaschke)	108, 144
Chemisch-technische Vorschriften. Verlag Otto Spamer, Leipzig (Lange)	123
Deutsche Balkanzeitung. Verlag Deutsche Balkanzeitung, G. m. b. H., Berlin SW und Sofia	143
Deutschlands Kriegsbedarf. Verlag J. E. Säuberlich, Leipzig	150
Deutschland und Mitteleuropa? Verlag D. Reimer, Berlin (List)	31
Deutsches Museum, München. Verlag R. Oldenbourg, München (Deutsches Museum)	189

	Seite
Drahtlosen Telegraphie, Lehrbuch der —. Verlag Julius Springer, Berlin (Rein)	16
Dynamische Meteorologie. Verlag B. G. Teubner, Leipzig (Exner)	131
Fliegende Schwert Das, —. Verlag Gerhard Stalling, Oldenburg (Deutscher Luftflottenverein)	108
Flieger-Gruß. Verlag Buch- und Musikalienhandlung Karl Blumrich, Wr.-Neustadt (Blumrich)	32
Flinz & Flügge. Wilh. Gottlob Korn, Breslau (Betsch)	132
Flugmeister. Verlag Dietrich Reimer, Berlin SW (Bertels) Heft 9 u. 10, XIII	XIII
Flugzeugkompaß. Verlag M. Krayn, Berlin W (Gansberg)	88
Gasturbinen. Verlag M. Krayn, Berlin W (Eyer mann) Heft 9 u. 10, XIII	XIII
Geschwindigkeitsmesser mit Reibungsgetriebe. Verlag Julius Springer, Berlin W (Heyn)	108
Heimkultur-Deutsche Kultur, Heimstätten für Kriegsteilnehmer, Gesellschaft für Heimkultur e. V., Wiesbaden (Abigt)	144
Gesetz über den vaterländischen Hilfsdienst vom 5. Dezember 1916. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin (Hermann May)	124
«Hadeſ-Hebezeuge» (De Fries). Verlag De Fries & Cie., Düsseldorf 189	189
Hydrodynamische Grundlagen des Fluges. Sammlung Vieweg. Verlag Friedr. Vieweg & Sohn, Braunschweig (Grammel)	108, 131
Jäger vor. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig (Bülow) Heft 9 u. 10, XIV	XIV
Jahrbuch 1917 Wien I («Aero-Club», k. k. österreichischer)	108
Kaisersworte. Verlag Trowitsch & Sohn, Berlin (Everling)	150
Kampfflieger am Suezkanal. Verlag August Scherl, G. m. b. H., Berlin (Henkelburg)	108
Kohlensteuergesetz vom 8. April 1917. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin (Zedermann)	143
Kriegssteuergesetz vom 21. Juni 1916 und Besitzsteuergesetz vom 3. Juli 1913. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin (Koppe)	47
Kriegssteuer vom 9. April 1917. Das neue Gesetz über Sicherung der —. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C (Koppe)	108, 124
Kriegs- und Besitzsteuer, Wie berechne ich meine —. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C (Deutsche Steuerzeitung)	16
Leitfaden für Flugschüler. Verlag M. Krayn, Berlin W (Kreuter)	132
Luftrecht. Verlag J. Gutenberg, G. m. b. H., Berlin (Urbach)	108
Maschinen in der Karikatur. Verlag Dr. Eysler & Co., G. m. b. H., Berlin (Wettich)	16
Maschine und Werkzeug. Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin (Kammerer)	144
Mechanik, Einführung in die allgemeine —. Verlag S. Hirzel, Leipzig (Planck)	107
Mensch vor 100000 Jahren. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig (Hauser) Heft 9 u. 10, XIV	XIV
Metallphysik. Verlag Fr. Vieweg & Co., Braunschweig (Deutsch) Heft 9 u. 10, XIV	XIV
Meteorologische Ausbildung des Fliegers. Verlag R. Oldenbourg, München (Linke)	107
Motorschule für Flieger. Band 19 der Sammlung «Technische Praxis» (Schünzel)	10
Motorbetriebsstoffe, Die Unterscheidung und Prüfung der leichten —. Verlag des Mitteleuropäischen Motorwagenvereins, Berlin (Dietrich)	107
Normallehre. Verlag A. Haase, Leipzig (Porstmann)	132
Organisation von Fabrikbetrieben. Verlag Dr. Max Jänicke, Leipzig (Erlacher)	107
Physik, Lehrbuch der —. Verlag B. G. Teubner, Leipzig (Grimsehl)	15
Physikalisch-chemischen Technik für Forscher und Techniker, Handbuch der —. Verlag Ferd. Enke, Stuttgart (Arndt)	107

	Seite
Postrecht, Das neue —. Verlag Spaeth & Linde, Berlin (Roeder)	189
Psychologie des Arbeiters. Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin (Wallichs)	144
Schmiermitteln und anderen Sparstoffen, Die Mitwirkung der Arbeiter bei der sparsamen Verwendung von — (Techn. Ausschuß für Schmiermittelverwendung)	143
Nach Osten. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig (Hedin)	143
Schoopsche Metallspritzverfahren. Franksche Verlagshandlung, Stuttgart (Günther)	150
Sparstoff-Korrespondenz. Herausgegeben vom Verein deutscher Maschinenbauanstalten, Charlottenburg (Hillinger)	143
Stabilität der Flugzeuge. Verlag Julius Springer, Berlin (Bryan-Bader)	10
Steuerbilanz. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin (Moser) Heft 9 u. 10, XIII	XIII
Störungen an Betriebsmaschinen. Akademisch-Technischer Verlag Johann Hammel, Frankfurt a. M.-West (Hammel)	189
Technische Monatshefte. Franksche Verlagshandlung, Stuttgart (Günther)	189
Technische Abende. Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin (Behrens)	189
Technischer Literaturkalender. Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin (Otto)	132
Ühlands Ingenieur-Kalender 1918. Verlag Alfred Körner, Leipzig (Wilke)	189
Warenumsatzstempel, Gesetz über einen —. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C (Koppe)	15
Warenumsatzstempel. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C (Koppe)	16
Warenumsatzstempels vom 30. Mai 1917, Gesetz über die Abwägung des — (Koppe). Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C	124
Warenumsatzstempelgesetz. Gesetzverlag M. Schwarz & Co., Berlin S (Martens)	32
Werke der Technik im Landschaftsbild. Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin (Franz)	144
Werkstattwinke für den praktischen Maschinenbau. Selbstverlag, Frankfurt a. M. (Hammel)	156
Werkzeugmachers, Die Schule des —. Verlag Dr. Max Jänicke, Leipzig (Schön)	15
Werner von Siemens. Deutsche Verlagsanstalt, Stuttgart (Fürst)	15
Wettervorhersage für 1917. Vossianthus-Verlag, Berlin W (Voß)	108
Zweischriftlichkeit, Aufruf an das deutsche Volk zur Aufhebung der unnützen —. Verlag F. Socnecke, Bonn. (Deutscher Altschriftenbund)	144

Tafelbeilagen.

	Heft
Bader, Dr.-Ing. Hans Georg, Das Höhensteuer der Flugzeuge (Tafel III)	13/14
Hoffmann, Ing. S., Der «Hispano-Suiza»-Flugmotor (Tafel IV, IVa, V, VI, VII)	15/16
— (Tafel VIII bis XI)	17/18
Rozendaal, Ing. John, Das «Nieuport»-Jagdflugzeug (Tafel II)	11/12
— (Tafel XIII)	19/20
— (Tafel XIII)	23/24
Soden, Dipl.-Ing. Graf von, Graf Zeppelin, der Erfinder † (Beilage)	5/6
Vorreiter, Ansbert, Französische und englische Militärflugzeuge (Tafel I)	7/8

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beedigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. **H. GEORG BADER**
INGEN. U. D. INSPEKT. D. FLIEGER-TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. **E. EVERLING**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. Dr. **V. QUITTNER**
BERLIN

Dipl.-Ing. **SCHAFFRAN**
VORST. DER SCHIFFHAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART

Geh. Hofrat
Dr. **S. FINSTERWALDER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr. **N. JOLKOWSKY**
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

Dr.-Ing. **H. REISSNER**
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. **W. SCHLINK**
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Prof. Dr. **BERSON**
BERLIN-LICHTERFELDE

Dr.-Ing. **FÖTTINGER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. **SEPPELER**
BERLIN

Dipl.-Ing. **A. BETZ**
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat Dr. **H. HERGESELL**
LINDENBERG-BERLIN

Dipl.-Ing. **MAX MUNK**
GÖTTINGEN

Ing. **JOHN ROZENDAAL**
BERLIN - GRAVESHAGE

FRHR. V. **SODEN-FRAUNHOFEN**
DIPL.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, PHIL.-RICHSHAFEN

H. BOYKOW
FRIGATTEN-LEUTNANT A. D. FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. **W. HOFF**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. **A. VON PARSEVAL**
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat Dr. **C. RUNGE**
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr.-Ing. **C. WIESELSBERGER**
GÖTTINGEN

Dr. **R. EMDEN**
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

27. Januar 1917.

Heft 1 und 2.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Rerate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: Vorreiter Berlin-Steglitz.

INHALT:

Theorie und Praxis des Fliegens. Von Dr.-Ing. Bader. S. 1.
Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren. Von Dr.-Ing. Otto Theodor Steinitz. S. 4.

Patentschau. S. 14.
Bücher-Besprechungen. S. 15.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 16.

Theorie und Praxis des Fliegens.

Von Dr.-Ing. Bader.

Selten wohl ist Theorie und Praxis in schärferen Gegensatz hinein gesteigert worden als in der Flugtechnik. Schon die Worte Theorie und Praxis rufen diesseits und jenseits Erregung wach. Schon die Begriffe Theorie und Praxis sind unklar. Ihre Auseinandersetzung erfolgt nicht ohne Leidenschaft. Die widerspruchlose Zusammenarbeit, die ältere Techniken zu so erstaunlichen Leistungen befähigt, besteht noch nicht. Theorie heißt doch nichts weiter, als Erfahrungen in innere Zusammenhänge zu bringen, sie zu Gesetzmäßigkeiten zu gestalten, und Praxis nichts weiter als gesetzmäßig Formgebung von Stoffen und Leitung von Kräften zu vorgelegten Zwecken zu bewirken. Bedeutet Theorie, das Geschaute, die Erfahrung wohl geordnet in die Vorstellungskreise menschlicher Hirne hineinzutragen, so bedeutet Praxis, aus diesen Vorstellungen heraus die Natur zu meistern, sie eigenem Willen dienstbar zu machen. Ist es nicht möglich, sie völlig selbständig wirken zu lassen, d. h. Automaten zu konstruieren, bedarf es noch eines Kopfes, die Maschine zu beherrschen — nicht sie zu bedienen — wie etwa bei den Verkehrsmitteln, dann gehört auch noch der Führer der Maschine zu den Praktikern, die das Werk des Konstrukteurs in seinem Sinne zu vollenden haben. Und je mehr die beiden eines Sinnes sind, je aufgeklärter über die Vorgänge, die sie zu meistern haben, je vollkommener mit der Theorie vertraut, um so höher steht ihr Werk. Und das Werk ist immer das Ziel. Von vornherein. Für die Theorie und die Praxis.

Alle Technik beginnt mit primitiver Theorie und roher Praxis. Von der unmittelbaren Organprojektion der Ikarusdichtung eines Ovid gelangt die Flugtechnik zur zielbewußten Arbeit eines Lilienthal, der Erfahrungstatsachen sammelt, ordnet und verwertet, ohne sie in vollem Umfang theoretisch und konstruktiv auszunutzen. Nach den Gleitflügen Lilienthals machen zunächst motorgetriebene Kastendrachen Luftsprünge und von da an wirft sich die ganze Entwicklung, statt sich den eigentlichen flugtechnischen Problemen zuzuwenden, auf die Leistungssteigerung des Motors. Hier liegen schon Theorie und Praxis vor und der Fortschritt ist erstaunlich. Aber das Fliegen selbst bleibt vorläufig Sache persönlichen Muts, der Flugzeugbau roheste Empirie. Todesstürze bezahlen Erfahrungen, die ein theoretisch geschulter Ingenieur bedingungslos voraussehen kann.

Doch die Theorie entwickelt sich ebenso langsam wie die Praxis. Man setzt die Bewegungsgleichungen des Flugzeuges an, differenziert und integriert und gelangt zu endlosen Labyrinthalgebraischen Formeln, die die Vorstellungen verwirren, statt zu ordnen, die die Anschauungen ablenken, statt zu leiten. Man sieht sich diesen mathematischen Arbeiten gegenüber, um überhaupt irgendeinen Gewinn für die Technik daraus zu ziehen, gezwungen, entweder vereinfachende Voraussetzungen zu treffen, die vielleicht in Modellen, aber nie in Flugzeugen verwirklicht werden können, oder während der Rechnung Annahmen zu machen für den besonderen Fall, die das Rechnungsergebnis für andere Fälle völlig entstellen oder man setzt, um zu einem verwertbaren Ergebnis zu gelangen, Zahlen ein und gelangt so abseits jeder Anschauung

By

zu einer Bedingung, die man konstruktiv zu erfüllen hat, ohne zu wissen auf welche Weise.

Es nimmt nicht Wunder, daß diese unbeholfenen Anfänge der Theorie nicht zusammengehen mit den nicht makellosen Anfängen der Praxis, daß das in technischer Beziehung verständnislose Urteil der Theoretiker überhaupt keine Berührung findet mit dem durch theoretische Erwägungen nicht geklärten Urteil der Praktiker, die zumeist nicht einmal über die in älteren Techniken übliche Bewertung der Theorie unterrichtet sind.

Versäumte die Theorie, sich über den Bereich des technisch Möglichen zu orientieren, so unterließ die Praxis festzustellen, daß das Flugzeug zwar völlig dem Geist des Führers unterworfen ist, aber nicht seinem Wunsch; daß man nicht 200 PS von ihm verlangen darf, wenn es deren nur 100 hat; daß es nicht auf Mut allein, sondern kühle Überlegung dem Unerwarteten gegenüber ankommt. Es ist bekannt, daß Fliegen schneller vor sich geht als Denken. Sonst wäre es möglich, ohne Schulung zu fliegen. Die physiologischen Reaktionen auf äußere Eindrücke müssen reflexiv erfolgen; das Denken verläuft an sich zu langsam, es muß Bahnen finden, die es schon hundertmal durchlaufen hat; dann braucht es nicht immer über die Schwellen des Bewußtseins zu stolpern; es verläuft unterbewußt. Aber wenn auch das Bewußtsein vielfach gar nicht mehr durch die Reaktionen auf gewöhnliche Flugvorgänge berührt wird, hilft es außerordentlich, alle Vorstellungen, die unvorhergesehen Wirklichkeit werden können, zur Hand zu haben, gedanklich, anschaulich ebenso auf ungewöhnliche Vorkommnisse vorbereitet zu sein. Demnach ist es Pflicht der Praxis, die Ergebnisse der Theorie nicht allein zur Kenntnis zu nehmen, sondern vor allem sie zur Steigerung ihrer Leistungen zu verwerten.

Und es ist Pflicht der Theorie, nicht allein Ergebnisse auszuarbeiten, sondern vor allem sie in gemeinverständlicher, wirklichkeitsvertrauter Form darzustellen. Die Mathematik läßt sich nicht meiden. Differentialgleichungen vierter Ordnung sind zur Aufstellung der Stabilitätsbedingungen unerlässlich; aber sie sind, wenn nur die Rückkehr zu den Anschauungen, die den mathematischen Ansatz liefern, zielbewußt erfolgt, für konstruktive und fliegerische Folgerungen geradezu uner-schöpflich.

Einen ersten Versuch einer Verständigung zwischen Theorie und Praxis lege ich hierunter vor.

Vorläufer des Flugzeugs ist der Drachen. Grundlage beider eine alltägliche Erfahrung. Liegt eine Fläche nicht ganz wagrecht im Winde derart, daß die höher liegende Seite dem Winde zugekehrt ist, so erfährt sie Auftrieb. Ist dieser größer als das Gewicht, so hebt der Wind die Fläche empor. Da der Wind jedoch auch wagerechte Kräfte in seiner eigenen Richtung äußert, gibt er der hochgehobenen Fläche allmählich seine Geschwindigkeit. Infolgedessen sinkt sie. Denn nur die Geschwindigkeit des Windes gegenüber der Fläche ruft Auftrieb hervor. Wird die Fläche durch Seilkräfte (Drachenschnur, Kabel) verhindert, mit dem Winde zu gehen, so hält sie Höhe. Ist der Wind nicht stark genug, eine Fläche (Drachen) zu heben, so muß sie dem Wind entgegen bewegt werden. Wind von 10 m in der Sekunde leistet gleiches wie wenn der Drachen mit 36 km in der Stunde (d. i. 10 m in der Sekunde) bei Windstille geschleppt wird. Ist der Motor des Schleppfahrzeugs (Kraftwagen, Kraftboot) leicht genug, der Drachen groß genug, ihn zu tragen, so fällt der Seilzug weg: Der Drachen verselbständigt sich zum Flugzeug. Sein Luftwiderstand wird nicht von der Erde aus durch Seilzug, sondern unmittelbar in der Luft durch Propellerzugkraft überwunden. Von der Erde aus kann man sehr beträchtliche Kräfte durch das Drachenkabel übertragen, ein leichter Motor hingegen hat nur sehr begrenzte Leistungsfähigkeit. Das Flugzeug wurde erst ermöglicht durch Konstruktion:

1. Hinreichend großer steifer Flächen verhältnismäßig geringen Widerstandes.
2. Leichter Motoren verhältnismäßig großer Leistungen.
3. Fester Propeller, die bei großer Zugkraft der Drehung nur kleinen Widerstand entgegensetzen.

Von diesen drei Aufgaben der Flugtechnik berühren sich die erste und dritte im Ausschlag gebenden Punkt. Die Fläche

soll großen Auftrieb bei kleinem Widerstand liefern, der Propeller großen Schub (Vortrieb) bei geringem Drehwiderstand, nur mit dem Unterschied, daß die Flächen des Flugzeugs und des Propellers senkrecht zueinander stehen. Dort werden die großen Kräfte als senkrechte, hier als wagerechte gefordert; dort die kleinen in der Flugrichtung, hier rechtwinklig zur Flugrichtung. Mit anderen Worten: Der Propeller ist im wesentlichen nichts anderes als eine kleine Tragfläche, die zur Erzeugung großer in die Flugrichtung weisender Kräfte mit großer Geschwindigkeit senkrecht zu dieser bewegt wird. Die Drehachse liegt also in der Flugrichtung. Dieser Vorstellung entspricht die Bezeichnung »Propeller«; das lateinische »propellere« wird übersetzt mit »vortreiben«. Wird mehr die Bewegungsart als das Kräftespiel betrachtet, so tritt für Propeller die Bezeichnung Schraube in den Vordergrund. Die Steigung einer Schraube ist der Weg, um den sie bei einer Umdrehung vordringt. Bei gleicher Steigung verläuft das Gewinde demnach um so steiler, je kleiner der Durchmesser der Schraube. Daraus erklärt sich die eigentümliche Verwindung des Schraubenblattes. Während die außen liegenden Teile des Blattes fast senkrecht zur Propellerachse liegen, sind die inneren gegen diese stark geneigt. Indessen hat die Größe der Steigerung nur eine ganz untergeordnete Bedeutung. Man kann freilich schließen, daß man bei Verwendung derselben Schraubenart die Drehzahl durch Benutzung höherer Steigung herabdrücken kann und umgekehrt; aber bei dem Übergang von einer Schraubenart zur andern kann man mit solcher Maßnahme völlig fehlgreifen. Die Angabe der Steigung einer Schraube besagt nichts darüber, ob sie im gegebenen Fall geeignet ist. Auch die Messung der Zugkraft eines Propellers im Stand ergibt nicht ein Urteil über seine Güte. Niemand anders als der Erbauer des Flugzeugs kann entscheiden, welche Schraube dafür zu wählen ist, um Geschwindigkeit und Steigfähigkeit auf das höchste Maß zu bringen. Das Nachlassen der Flugleistung ist in den seltensten Fällen dem Propeller, fast immer jedoch dem Motor zuzuschreiben. Das Altern des Propellers durch die hohe Beanspruchung des Materials äußert sich durch Erhöhung, das Altern des Motors durch Nachlassen der Umlaufzahl. Der Gütegrad eines gepflügten, vom Erbauer gewählten, wohlgepflegten (Schutz vor Nässe und Sonne; Abreiben mit Öl; Nachpolieren) Propellers ändert sich auch bei langem Betrieb nicht wesentlich. Freilich macht sich Feuchtigkeit bei vernachlässigten Schrauben in einer Abnahme, Sonnenbestrahlung besonders bei dunklem Holz in einer Zunahme der Drehzahl geltend. Aber so sorgsam die Einwirkungen fern zu halten sind, weil sie die Festigkeit des Propellers stark herabsetzen, so geringfügig sind zweifellos die Einflüsse auf die Leistungsfähigkeit an sich. Ist durch Nachprüfung der Motorleistung nachgewiesen, daß die Veränderung der Drehzahl dem Propeller zur Last fällt, und scheint seine demnach stattgehabte Formänderung bleibend, so nehme man eine neue Schraube derselben Art. Um die Drehzahl zu erhöhen, genügt es freilich auch, das Blatt ganz außen ein wenig zu beschneiden. Verkürzt man es um einen Zentimeter, so nimmt die Drehzahl um etwa 20 Touren zu. Die Verkürzung hat sorgfältig unter Abrundung der entstehenden Kanten, Polieren der Schnittfläche in durchaus gleicher Weise für beide Blattenden zu geschehen. Hier, d. h. in der größten Entfernung von der Achse, bewirkt jedes Gramm Gewichtsunterschied bei der hohen Umdrehungszahl eine zusätzliche Belastung der Welle und des Lagers um rd. 4 kg; und man kommt, je breiter und stärker das Blatt gerade am Ende ist, mit einem scheinbar ganz geringfügigen Unterschied der Halbmesser schon zu Belastungen, die eine Überlastung des Lagers, ja sogar Bruch zur Folge haben können. So führen ja auch die Fliehkräfte (Zentrifugalkräfte), die mit der Drehzahl außerordentlich stark zunehmen, nach Verletzung eines Blattes im Luftkampf oder beim An- und Ausrollen häufig zur völligen Zerstörung des Propellers bzw. zum Bruch der Kurbelwelle. Gleiches tritt ein durch den aufs rund tausendfache gesteigerten Widerstand des Blattendes, wenn dieses beim Rollen mit »vollen Touren« tief ins Wasser schlägt. Abgesehen vom Lauf im Stand, der durch Gegenwind beschleunigt, durch Rücken- oder Seitenwind verzögert wird, bringt auch die Witterung Schwankungen der Drehzahl für Stand und Flug mit sich.

Die Steigerung der Luftdichte mit abnehmender Temperatur erhöht die Kräfte eines gut eingestellten Motors weniger

stark als den Drehwiderstand des Propellers. Daraus folgt, daß bei Kälte der Motor weniger, bei Wärme mehr Touren macht als bei mittlerer Temperatur. Jedoch leistet trotz der entgegengesetzten Änderung der Drehzahl der Motor im Winter mehr als im Sommer: »Luft trägt besser!« Dies zeigen die Veränderungen der Steigfähigkeit am deutlichsten. Denn beim Steigen hat der Motor zweierlei Arbeit zu leisten: das Flugzeug zu heben und seinen Luftwiderstand zu überwinden. Dieser sinkt mit der Verminderung der Geschwindigkeit, die man durch »Ziehen« (Anziehen des Höhensteuers zwecks Vergrößerung des Anstellwinkels) herbeiführt, bis zu einem bestimmten kleinsten Wert. Wird das Flugzeug »überzogen«, d. h. sinkt die Geschwindigkeit unter einen bestimmten Betrag, so steigt der Widerstand wieder. Durch richtigen Höhensteueregebrauch gelingt es, den Tragflächen die Stellung geringsten Widerstandes zu geben. Dadurch wird ein Teil der Motorleistung zum Heben des Flugzeuggewichts frei: Es steigt. Aber da dieser Teil gewöhnlich recht klein ist, so äußern sich kleine Schwankungen der Gesamtleistung gerade recht deutlich im Steigvermögen, und das um so mehr, je kleiner dies überhaupt ist. Die bisweilen plötzlich einsetzende, immer jedoch mit der Betriebsstundenzahl sich steigernde Abnahme der Steigfähigkeit findet allein ihren Grund in dem Altern des Motors. Die Auslaßventile halten, auch wenn zu ihrer Anfertigung bestes Material verwendet wird, den hohen Temperaturen, mit denen die Abgase die Zylinder verlassen, auf die Dauer nicht stand. Sie schließen nicht mehr dicht. Der Druck der arbeitenden Gase sinkt und damit die Leistung. Oft führt auch die Verwendung schlechten Öls oder zu reichliche Benzinzufuhr zur Verrußung der Ventilsitze und damit schlimmstenfalls schon nach wenigen Betriebsstunden zum Nachlassen des Motors. Hierin allein liegt der Grund, wenn ein Flugzeug nicht mehr »gut steigt«, nicht in der Verspannung seiner Flächen. Man kann ein Flugzeug nicht »auf Steigen verspannen«; man kann es nur »richtig« verspannen, d. h. die Holme für sich und gegeneinander ausrichten; aber das hat geradezu nichts mit der Steigfähigkeit zu tun. Dies beweist schon deren unvermeidliche, gesetzmäßige Abnahme mit der Höhe. Wie schon oben erwähnt wurde, nehmen die Drehkräfte des Motors mit der Luftdichte ab; und wenn sie auch bei einem gut eingestellten Motor weniger stark abnehmen als der Drehwiderstand des Propellers, letzten Endes bedingt ihre Abnahme die Minderung der Steigfähigkeit mit der Höhe, die so gesetzmäßig erfolgt, daß man daraus die größte mit dem Flugzeug überhaupt erreichbare Höhe bestimmen kann. Die Abnahme der Motorleistung hat verschiedene Gründe. Zunächst ist die Saugwirkung der dünnen Luft an der Düse schwächer, so daß weniger Benzin mitgerissen wird. Und dann nimmt auch die zur Verbrennung des Benzins erforderliche Sauerstoffmenge ab, wenn die Dichte der angesaugten (räumlich und zeitlich durch Zylinderraum und Drehzahl bestimmten) Luftmenge geringer wird. So entfernt sich die Explosion im Zylinder immer weiter von ihrem vollkommensten Verlauf. Nicht allein, daß weniger Benzin angesaugt wird, daß ein Teil dieses Benzins wegen Sauerstoffmangel unverbrannt den Motor wieder verläßt, die Anwesenheit dieses überschüssigen Benzins stört obendrein noch den Verbrennungsvorgang. Der zum Heben des Flugzeuggewichts verfügbare Leistungsüberschuß des Motors nimmt also mit der Höhe immer mehr ab, bis in der größten Höhe von der Motorleistung eben nur noch soviel übrig ist, um den Luftwiderstand des Flugzeugs zu überwinden. Die Geschwindigkeit wächst daher beim Steigen allmählich bis zu dem Wert, den der wagerechte Flug in der größten Höhe erfordert. Dieser Wert ist meist nur wenig verschieden von demjenigen, der bei wagerechtem Flug mit »Vollgas« in geringer Höhe (Bodennähe) erreicht wird.

Die Unterschiede der Geschwindigkeit sind also gering und die Beeinflussung der Geschwindigkeitsmesser (durch den Ort der Anbringung und die durch die Steuerstellung geänderte Lage des Flugzeugs) ist vorläufig zu unberechenbar, um sich beim Höhensteuern auf diese verlassen zu können. Ebenso geringfügig und allgemein unbestimmbar ist die Steigerung der Drehzahl mit der Höhe, wie sie bei gut eingestellten Motoren eintreten soll. Auch die in der Luftschiffahrt üblichen »Steiggeschwindigkeitsmesser« (Statoskope) sind ungeeignet, ihre Angaben werden völlig entstellt durch den wechselnden Unterdruck im Flugzeugrumpf, den die an den Rumpfföffnungen vorbeistreichende Luft erzeugt.

Es bedarf besonderer, sehr langwieriger Untersuchungen, um Stellen am Flugzeug zu bestimmen, wo sich der Druck der Luftbewegung mit Steuerstellung und Geschwindigkeit nicht ändert und vorläufig ist noch nicht einmal ihre Existenz bewiesen. Solche Stellen sind für fehlerfreien Anschluß der Statoskope indessen erforderlich. Die in verschiedenen Ausführungsformen in den Handel gebrachten »Längsneigungsmesser« sind für die Führung unbrauchbar, da sie erst bei groben Fehlern ansprechen und außerdem seitlich der gewöhnlichen Blickrichtung des Führers angebracht werden müssen. Alle diese Meßinstrumente sind also für den Gebrauch des Höhensteuers unmaßgeblich.

Richtig allein ist es, die Steuerstange, sei es ein Knüppel- oder Radsteuer, in derjenigen Stellung bis zur größten Höhe festzuhalten, bei der man vom Boden aus am besten steigt, die man also durch Platzflüge feststellen kann. Man klemmt die oder verspannt das Steuer in der betreffenden Stellung fest, ohne dadurch die Verwindungsbetätigung zu beeinträchtigen; ja noch besser, man stellt die feste Fläche der Flosse so ein, daß das Flugzeug bei unbelastetem Ruder, also losgelassenem Steuer von selbst die bezeichnete Lage einnimmt. Man kann dann bis auf die Eingriffe, die zur Aufrechterhaltung der seitlichen Lage und zur Kursänderung erforderlich sind, das Flugzeug bis zum Augenblick des Abfangens sich selbst überlassen: Es hebt sich von selbst ab; es steigt mit der ihm erreichbaren größten Geschwindigkeit, also in der denkbar kürzesten Zeit bis zu der ihm erreichbaren größten Höhe; geht, wenn »Gas weggenommen« wird, von selbst in denjenigen Gleitflug über, bei dem es aus gegebener Höhe die größte Entfernung zurücklegt; durch Drosseln des Motors kann man ohne Höhensteueregebrauch in jeder beliebigen Höhe wagerecht fliegen; durch »Gas geben« am Ende des Gleitfluges »abfangen«. — Natürlich hat man diese Einstellung der festen Flosse mit derselben Belastung der Sitze zu prüfen (»einzufliegen«), wie sie bei großen Flügen zu erwarten ist. Lasten, die nicht in der Mitte der Tiefe der Tragflügel (Zelle) liegen, spielen dieselbe Rolle wie ein ständiger Höhensteueregebrauch, Last vor der Mitte, wie »Drücken«, Last hinter der Mitte, wie »Ziehen«, und können im Übermaß zum Sturz führen; Kopflastigkeit und zu starkes »Drücken« beim Gleitflug zum »Kopfsturz«; Schwanzlastigkeit und »Überziehen« beim »Abheben« und Steigen zum seitlichen »Abrutschen«. Im ersten Falle gelingt es infolge einer außerordentlich starken Verschiebung der Auftriebskraft nach hinten auch durch »volles Höhensteuer« nicht mehr, das Flugzeug aufzurichten. Man kann höchstens versuchen, das Seitensteuer voll auszutreten, dadurch das Flugzeug auf die Seite zu legen und aus dieser Lage mit der Verwindung herauszuholen.

Der zweite Fall findet seinen Grund darin, daß die schon oben erwähnte Unbeständigkeit der seitlichen Lage beim »Ziehen« langsam, beim »Überziehen« jedoch plötzlich sehr stark wächst. Während nach einer ganz geringfügigen Störung der »Schräglage«, wenn der Führer nicht eingreift, sich das Flugzeug etwa im Verlauf einer Minute vollständig auf die Seite legt, geschieht dies beim »Überziehen« im Bruchteil einer Sekunde. Man kann diese Unbeständigkeit der seitlichen Lage vermeiden und damit dem Führer die ewige Sorge darum abnehmen, dadurch daß man von vornherein beide Flügelenden hinten nach oben verwindet (»Tauben«). Aber diese Maßnahme führt zu einem so starken Verlust an Auftrieb, daß man trotz der Vorteile für die Führung (»Flugzeug liegt wie ein Brett in der Luft«), wie voraussehen war, wieder davon abgekommen ist. Auch V-Form der Tragflächen dient der Stetigung der Schräglage, insbesondere wenn man die Hinterholme außen höher nimmt als die Vorderholme. Immer jedoch liege bei Flugzeugen mit nur einem rechtsdrehenden Propeller (gesehen in der Flugrichtung) der rechte Hinterholm ein wenig höher als der linke. Dadurch wird links der Auftrieb stärker als rechts und damit die Wirkung der Luft auf den Propeller ausgeglichen. Denn diese äußert sich entsprechend der Rechtsdrehung des Propellers ebenso, als ob bei wagerechter Lage desselben gegen das rechte Blatt ein sehr kräftiger Luftstrom von unten gegen das linke von oben bliebe. Solange der Motor mit vollen Touren läuft, zeigt das Flugzeug also das Bestreben, sich nach links zu neigen und wird nicht von vornherein durch die Verspannung, wie eben gezeigt, dem entgegengewirkt, so muß man während des ganzen Fluges

ein wenig nach rechts verwinden. Zudem verdreht der Propeller den Luftstrahl, den er nach hinten wirft, ein wenig im Sinne seiner Umdrehung, und so wirkt dieser auf die Kielflosse, die ja immer oberhalb des Rumpfes liegt, wie Wind von links. Ist also der Propellerwiderstand geneigt, das Flugzeug nach links in die Kurve zu legen, so versucht obendrein die Kielflosse, es nach links zu drehen, und es bedarf eines nicht unbedeutenden Seitensterausschlages, diese Nebenwirkungen aufzuheben. Um nun nicht während des ganzen Fluges das Seitensteuer rechts austreten zu müssen, ist es vorteilhaft, die Kabellängen desselben in der Weise zu verstellen, daß bei gerader Lage des Fußhebels das Steuer einen Ausschlag nach rechts zeigt. Dann sind nur während des verhältnismäßig kurzen Gleitfluges die Beine verschieden stark gebeugt. Die Lage des Sitzes gegenüber dem Fußhebel ist danach zu bestimmen, daß volles Durchdrücken des Beines zum vollen Hebelausschlag führt.

In diesem Zusammenhang ist noch auf die dritte Art der Störungen hinzuweisen, die bei einmotorigen Flugzeugen gesetzmäßig auftreten. Es ist die Kreiselwirkung der rotierenden Massen. Sie versucht beim Start in dem Augenblick, wo der Schwanz hochkommt, das Flugzeug nach links zu drehen. Ferner macht sie sich besonders bei leichten Flugzeugen mit starken Rotationsmotoren dadurch geltend, daß man in der Linkskurve »drücken«, in der Rechtskurve »ziehen« muß.

»Ziehen« in der Kurve ist freilich im allgemeinen verpönt; da die Schräglage eines gewöhnlichen Flugzeugs Neigung hat, sich zu vergrößern und diese Neigung durch »Ziehen« gefördert wird, ist »Höhensteuer« bei einer an sich schon beträchtlichen Schräglage natürlich mit einer gewissen Gefahr verbunden. Aber gerade wie man mit dem Fahrrad langsam fahren muß, um eine enge Kurve zu nehmen, muß man auch die Fahrt des Flugzeugs ermäßigen, um bei nicht allzu beträchtlicher Schräglage kurze Wendungen zu vollführen. Die Zeit für die Richtungsänderung nimmt zu und in noch höherem Maße die Länge der Bahn, die man zurücklegen muß, um eine (halbe bzw. volle) Wendung zu machen. Denn die Kräfte, die nötig sind, die ganze schwere Masse des Flugzeugs aus der Richtung ihrer Bewegung abzulenken, sind um so beträchtlicher, je schneller die Masse bewegt ist. In sehr enger Kurve, also starker Schräglage »wirkt zudem das Höhensteuer als Seitensteuer«, denn um so mehr hat sich die Höhensteuerflosse mit Ruder in die Krümmung der Bahn selbst einzuschmiegen. Um überhaupt in Kurve zu kommen, das heißt die Flugrichtung zu ändern, muß man die Tragflächen nach der Seite neigen, nach der man wenden will. Dann wirken die Luftkräfte, die immer senkrecht zu den Flächen stehen, nicht allein nach oben und hinten, sondern auch nach der Seite. Statt Seitensteuer zu treten, kann man demnach ebensogut durch Verwindung dem Flugzeug unmittelbar die Schräglage geben, wie sie der erwünschten Schnelligkeit der Wendung entspricht. Ist diese Schräglage zu stark, so »rutscht« es; ist sie zu schwach, so »schiebt« es; genau so wie ein Radfahrer nach innen bzw. nach außen fällt, wenn er sich zu stark bzw. zu schwach in die Kurve legt. Zur Anzeige von derlei Gefahr dient der Seitenneigungsmesser, der ebenso wie Drehzähler, Höhenmesser und Kompaß zur notwendigen Ausrüstung jedes Flugzeuges zu rechnen ist. Sobald er irgendeinen Ausschlag zeigt, sind die Luftkräfte nicht im Gleichgewicht mit Schwere und Fliehkraft (Zentrifugalkraft) und drohen das Flugzeug über das innere und äußere Flügelerde abzustürzen. Man macht sich die Erscheinung des »Schiebens« bei Landungen mit Seitenwind durch entgegengesetzt gerichtete Ausschläge von Seitensteuer und Verwindung zunutze, um beim Aufsetzen die Laufäder nicht seitlich zu beanspruchen. Schieben bzw. Rutschen tritt unvermeidlich und im höchsten Grade verhängnisvoll auf, wenn ein Flugzeug unrichtig verspannt ist. Dann ist sowohl Widerstand wie Auftrieb auf einer Seite stärker, der Widerstand dreht das Flugzeug in die Kurve, aber der auf der Innenseite größere Auftrieb gestattet ihm nicht, sich richtig in die Kurve zu legen; folglich »schiebt« es; in die Kurve nach der anderen Seite geht es jedoch wider Erwarten schnell und »rutscht« dann ab. Die Wechselwirkung zwischen Schräglage und Kursänderung beruht darauf, daß, sobald dem Flugzeug durch das Seitensteuer eine Richtungsänderung aufgezwungen wird, die innere Flügelhälfte geringere Geschwindigkeit gegenüber der Luft hat als die äußere, genau ebenso wie in der

Wegkrümmung die inneren Räder eines Wagens langsamer laufen als die äußeren. Bei Veränderung der Geschwindigkeit ändert sich der Auftrieb in gleichem Sinne, nimmt also bei der inneren Flügelhälfte ab, bei der äußeren zu. Dadurch legt sich das Flugzeug schräg.

Die nahezu vollkommene Gleichheit der Wirkung von Seitensteuer und Verwindung bedeutet ebensowohl eine Erhöhung des Sicherheitsgrads für die Führung wie die oben erörterte Beziehung zwischen Höhensteuer und Gasdrossel.

Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren.

Von Dr.-Ing. Otto Theodor Steinitz.

Einleitung.

Zur Prüfung der Leistung von Kraftmaschinen mißt man in der Regel die Tourenzahl und das erzeugte Drehmoment und berechnet den Effekt in PS nach der Formel $N = \frac{M_d \cdot n}{716,2}$.

Bei elektrischer Bremsung oder Verwendung summierender Dynamometer kann man allerdings sofort die Leistung ablesen, doch liegt auch bei den letzteren der Anzeige meist die getrennte Messung von Tourenzahl und Drehmoment zugrunde. Man wird auch gewöhnlich ein Interesse daran haben, diese beiden Faktoren des Effekts getrennt zu erhalten, da man so einen tieferen Einblick in die Entstehung der Arbeit erhält.

Wenn das die Belastung bildende Drehmoment eine bestimmte Funktion der Tourenzahl ist, wie dies bei der Belastung durch Windflügel oder Luftschrauben der Fall, so kann die Leistung auch durch Messung der Tourenzahl allein bestimmt werden. Das zu jeder Tourenzahl gehörende Drehmoment ist dann durch einen besonderen Eichversuch zu ermitteln, bei welchem der Belastungswiderstand von einem Motor, dessen Leistung bekannt oder einfach zu bestimmen ist, also in der Regel durch einen Elektromotor, angetrieben wird. Bei dem ersten Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor ist die Bestimmung der Leistung auf diesem Wege der Preisverteilung zugrunde gelegt worden.

Gegen dieses Verfahren bestehen jedoch schwerwiegende Bedenken. Im allgemeinen wird der Belastungswiderstand sich beim Antrieb durch verschiedene Motoren nicht völlig gleich verhalten, und auch die Veränderung von Nebenumständen, wie Temperatur, Barometerstand od. dgl. machen die Übertragung der Eichresultate schwierig. Der sofortigen Messung des Drehmoments beim Hauptversuche ist daher unbedingt der Vorzug zu geben.

Zur Bestimmung von Drehmomenten dienen »Dynamometer« in verschiedenster Ausführung, und zwar pflegt man Bremsdynamometer und Transmissionsdynamometer zu unterscheiden. Der prinzipielle Unterschied beider Gattungen liegt in der Aufnahme der erzeugten Arbeit. Bei den Bremsdynamometern wird sie vernichtet, d. h. in Reibungs- oder elektrische Energie verwandelt, welche nun ihrerseits gemessen wird. Bei Transmissionsdynamometern wird sie unter Zwischenschaltung des Meßapparats fortgeleitet. Diese zweite Art ist gewiß oft vorteilhaft, weil sie gestattet, die Arbeit in der Weise zu verwenden, wie es dem praktischen Betriebe entspricht. Für Flugmotoren kommt sie jedoch kaum in Betracht, weil bei diesen die Arbeit unmittelbar von dem kurzen Endstumpf der Kurbelwelle an den Propeller übertragen wird, so daß die Zwischenschaltung eines Dynamometers nicht möglich erscheint. Daher prüfen auch die meisten Firmen ihre Flugmotoren mit Bremsdynamometern, und zwar sind sowohl Bremszäume als auch Wasser-, Luft- und elektrische Bremsen im Gebrauch.

Daneben tritt neuerdings eine dritte Art der Dynamometer auf, die in der zusammenstellenden Literatur mitunter noch nicht mit aufgezählt wird. Es sind dies die »Pendelrahmen«, die nach folgendem Prinzip arbeiten: Der Motor ruht nicht auf einem festen Fundament, sondern auf einem Rahmen, der unter dem Einfluß der Rückwirkung des vom Motor abgegebenen Drehmomentes um eine horizontale Achse schwingen kann. Die Drehkraft wird von einer geeigneten

Kraftmeßvorrichtung aufgenommen. Ein solcher »Pendelrahmen« bildet eine Art Wage, welche aber nicht wie eine gewöhnliche Wage Kräfte, sondern Kräftepaare zu messen hat. Die Bezeichnung »Pendelwage«, die mitunter gebraucht wird, ist mißverständlich. Das kaiserl. Patentamt versteht z. B. unter »Pendelwagen« Gewichtswagen nach dem Prinzip der Briefwage. Auch der Name »Dynamometrische Wagen« ist schon vergeben, nämlich an die mit Zugmeßvorrichtung ausgestatteten Eisenbahnwagen. Daher erscheint die Einführung des Namens »Pendelrahmen« für diese Art von Drehmomentmessern gerechtfertigt.

Ein Pendelrahmen ist also eine Vorrichtung zum Messen des Drehmomentes von Motoren, dadurch gekennzeichnet, daß der den Motor tragende Rahmen unter dem Einfluß des auf den Motor rückwirkenden Drehmomentes schwingen (»pendeln«) kann.

Als der Verfasser im Juli 1912 zur konstruktiven Ausbildung dieses Prinzips für die Zwecke des Wettbewerbes um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor herangezogen wurde, waren die dafür vorhandenen Unterlagen recht dürftig. Ausführungen, welche auch nur den bescheidensten Ansprüchen wissenschaftlicher Methoden genügen konnten, waren noch nicht veröffentlicht worden. Das wenige Material, das die in- und ausländische Literatur über den Gegenstand enthielt, konnte in der kurzen verfügbaren Zeit auch nicht aus allen Winkeln zusammengesucht werden. Galt es doch, die gesamte Prüfanlage bis Anfang Oktober nicht nur zu konstruieren, sondern auch auszuführen und betriebsfertig zu machen. Seitdem sind eine Reihe wertvoller Neuerungen von verschiedener Seite teils ausgeführt, teils angeregt worden. Auch sind praktische Erfahrungen gewonnen worden, die in Zukunft berücksichtigt werden müssen. Der Verfasser macht in der vorliegenden Arbeit den Versuch, das nunmehr vorhandene Material zusammenzufassen und die auftretenden Schwierigkeiten darzulegen, so daß für die künftige Entwicklung der Pendelrahmen eine Grundlage geschaffen wird, von der aus mit größerer Sicherheit konstruiert werden kann.

Der Stoff ist dabei in der Weise angeordnet, daß im ersten Teile die Konstruktionsbedingungen begründet werden. Bei dieser Gelegenheit gelangen vielfach Betriebsbedingungen zur Erörterung, die natürlich auf die Konstruktion von Einfluß sind. Es erübrigt sich demnach, dieselben in einem besonderen Abschnitte zu behandeln. Die bei der Pendelrahmenmessung gleichzeitig zu verwendenden Meßinstrumente wurden nicht mehr in die Untersuchung einbezogen, soweit sie keinen Einfluß auf den Bau des Rahmens haben. In der Beurteilung der einzelnen Punkte hat sich der Verfasser nicht nur von theoretischen Erwägungen, sondern größtenteils von den Erfahrungen leiten lassen, die ihm eine Anzahl Prüfstandsingenieure der führenden deutschen Flugmotorenfabriken mitteilten, und die er selbst gelegentlich des Wettbewerbes um den Kaiserpreis gemacht hat. Dieser letztere bildete demnach eine wesentliche Grundlage der Arbeit.

An der Hand der so gewonnenen Konstruktionsbedingungen werden im zweiten Teile die vorhandenen Ausführungsformen auf ihre Brauchbarkeit hin geprüft.

Schließlich werden einige Konstruktionsvorschläge gemacht, welche die noch verbleibenden Schwierigkeiten beheben sollen.

Bei der Drucklegung wurden inzwischen eingetretene Fortschritte, z. B. hinsichtlich der praktisch vorkommenden Motorgrößen durch kleine Textänderungen berücksichtigt.

I. Konstruktionsbedingungen.

A. Nachahmung des praktischen Betriebszustandes.

Eine Maschine, die ihre Arbeit unter so eigenartigen Betriebsverhältnissen verrichtet wie der Flugmotor, muß selbstverständlich so geprüft werden, daß alle diejenigen Umstände, welche einen Einfluß auf das Verhalten des Motors ausüben können, den Verhältnissen des praktischen Betriebes möglichst genau entsprechen. Andernfalls würde gegen die Prüfung mit Recht der Einwand erhoben werden, daß dieselbe keinen

Aufschluß über die Fähigkeit des Motors, seine wahre Aufgabe zu erfüllen, gebe, also ihren Zweck verfehle.

Natürlich bezieht sich die Forderung auf diejenigen Umstände, welche einen wesentlichen Einfluß auf den Motor haben können. Bei dem Stadium, in welchem sich in der Gegenwart die Theorie der Flugtechnik noch befindet, ist es jedoch häufig nicht unbestritten, ob ein bestimmter Umstand einen wesentlichen Einfluß auf den Motor hat. In solchen Fällen wird man den Grundsatz festhalten müssen, daß auch diese Umstände möglichst nachzuahmen sind. Sollten freilich die sich hieraus ergebenden Bedingungen oder die weiter unten erörterten nicht alle gleichzeitig vollständig erfüllbar sein, wie man ohne weiteres erwarten muß, so wird man zu dem Kompromiß gedrängt, wenigstens eine möglichst große Anzahl der zu stellenden Anforderungen in möglichst vollkommener Weise zu erfüllen.

Eine ausführliche Zusammenstellung der eigentümlichen Betriebsumstände, welche ein Versuchsstand für Flugmotoren nachzuahmen hat, ist bisher von keiner Seite gegeben worden. Einige Andeutungen befinden sich in meinem kleinen Aufsatz »Die Prüfung der Flugmotoren«. Im folgenden sollen diese Bedingungen systematisch soweit erörtert werden, als sie die Konstruktion des Pendelrahmens beeinflussen.

1. Der ortsfeste Stand.

Von obigem Gesichtspunkte aus könnte man die radikale Forderung erheben, die Prüfung nur im Fluge vorzunehmen. Im Gegensatz zu den ortsfesten Maschinen ist es jedoch für Fahrzeugmotoren schwierig, die notwendigen Messungen während des ordnungsgemäßen Betriebszustandes, d. h. während der Fahrt, vorzunehmen, einerseits, weil das Fahrzeug nicht so leicht mit den erforderlichen Meßgeräten ausgestattet werden kann, andererseits weil während der Fahrt nicht alle zufälligen äußeren Einflüsse ausgeschaltet oder nach dem Wunsch des Experimentators abgeändert werden können. Immerhin erscheint diese Art der Prüfung für Automobil- und Bootsmotoren nicht ganz ausgeschlossen. Beim Flugmotor liegen jedoch die Verhältnisse bedeutend ungünstiger, so daß diejenigen, welche nur den Betrieb im wirklichen Fluge als zulässigen Prüfungsbetrieb anerkennen wollen, wenigstens mit den heute verfügbaren Mitteln auf eine recht rohe Empirie beschränkt bleiben. Aus den Erfahrungen des praktischen Fluges geht schließlich einwandfrei nur die gesamte Flugleistung hervor. Diese ist aber außer vom Motor noch von dem Propeller, dem Flugzeug mit seinen Trag- und Steuerflächen, den Zufälligkeiten der Witterung und den persönlichen Eigenschaften des Fliegers abhängig. Selbst die Tourenmessung, die allenfalls während des Fluges exakt vorgenommen werden könnte, gibt keinen sicheren Anhalt für die Beurteilung des Motors; denn abgesehen davon, daß die Instrumente, welche heute für Flugzeuge zur Verfügung stehen, noch viel zu wünschen übrig lassen, ist die Tourenzahl von einer Anzahl aerodynamischer Einflüsse abhängig, die unmöglich gleichzeitig genau beobachtet werden können. Man sieht also, daß aus den Leistungen der Flieger kein zuverlässiger Schluß auf die von ihnen benutzten Motoren gezogen werden kann. Es hat ja auch die Erfahrung gezeigt, daß von geschickten Piloten recht ansehnliche Leistungen mit schwachen oder unvollkommenen Motoren erzielt worden sind. Trotzdem hat man bis in die jüngste Zeit keinen anderen Maßstab für die Bewertung von Flugmotoren gekannt. Je mehr sich jedoch die Flugtechnik von der rohen Empirie zur exakten Wissenschaft entwickelt, um so weniger kann man mit dieser Art der Prüfung einverstanden sein. Vielmehr müssen die Motoren so untersucht werden, daß alle Nebeneinflüsse ausgeschaltet sind, oder nach Belieben variiert werden können.

Dieser Forderung kann natürlich nur ein fester Versuchsstand entsprechen. Freilich bringt ein solcher in der Form, wie man ihn zunächst aus der Automotorenteknik übernommen hat, so tiefgreifende Betriebsveränderungen gegenüber dem Fluge mit sich, daß auch diese Art der Prüfung zunächst nur einen recht problematischen Wert hat. Will man die Prüfungseinrichtungen so ausbauen, daß sie tatsächlich ein brauchbares Urteil über die Güte des Motors in bezug auf seine eigentliche Bestimmung liefern, so muß man zunächst alle diejenigen Umstände, welche sein Verhalten beeinflussen,

eingehend studieren; erst dann wird man in der Lage sein, eine Konstruktion für die Prüfung zu finden, welche der Bedingung genügt:

Der Prüfstand soll ortsfest sein und muß die Prüfung des Motors unter denselben Betriebsumständen gestatten, wie sie im freien Fluge herrschen.

2. Die Festigkeit der Aufstellung des Motors.

Der den Motor tragende Rahmen wird durch diejenigen Kräfte beansprucht, welche notwendig sind, um die Bewegungen zu verhindern, welche der Motor ausführen würde, wenn er frei im Raume schweben würde. Es sind daher zunächst die Bewegungen in diesem gedachten Zustande des freien Schwebens zu untersuchen. Diese lassen sich in zwei Gruppen zerlegen, erstens in solche, welche dauernd fortschreitende Veränderungen der Lage hervorrufen, zweitens in solche, welche spätestens nach zwei Umdrehungen der Kurbelwelle zur alten Lage zurückführen.

Zur ersten Gruppe gehört die Fallbewegung, die der Motor infolge seines Eigengewichtes einschlagen würde. Wir wollen annehmen, daß dieses Gewicht jedoch durch eine in jedem Augenblicke durch den Schwerpunkt gehende, vertikal nach oben gerichtete Gegenkraft aufgehoben sei. Ferner wird der Motor gemäß dem Gesetze der Gleichheit von Aktion und Reaktion eine Drehung entgegengesetzt der Drehung der Windflügel ausführen. Das Drehmoment, das ihn hierzu veranlassen will, ist gleich dem nutzbaren Drehmoment, welches auf die Windflügel wirkt, ev. vermehrt oder vermindert um die Stoßreaktion der Auspuffgase, je nach der Art der Anordnung der Auspufföffnungen. Diesem Drehmoment wirke ein anderes Drehmoment entgegen, das unveränderliche Größe, und zwar die Größe des Mittelwertes des wirklichen Drehmoments haben möge. Dann wird auch die rotierende Bewegung zu keiner fortschreitenden werden können.

Diese Kraft und dieses Kräftepaar bilden die hauptsächlichste Beanspruchung des Rahmens. Durch ihre Anbringung wird der Motor für die Dauer in seiner Lage festgehalten. Dagegen beschreibt er noch, wie schon erwähnt, periodische Bewegungen, welche wegen ihrer schnellen Folge als Erschütterungen in Erscheinung treten. Die genaue Untersuchung dieser Bewegungen ist daher gleichbedeutend mit der Theorie der Erschütterungen eines Motors. Sie erklären sich aus folgenden Umständen:

1. Das Drehmoment schwankt um den vorhin erwähnten Mittelwert, und zwar infolge des mangelhaften Ausgleichs der Arbeitsdrücke, welcher aus dem Tangentialdruckdiagramm in der üblichen Weise festgestellt werden kann, aber außerdem auch noch infolge der Periodizität der Auspuffreaktion (vgl. S. 13 ff.). Dabei verteilen sich die Schwankungen des Drehmoments der Auspuffreaktion nicht zu gleicher Zeit gleichmäßig auf die vorderen und hinteren Zylinder, vielmehr befinden sich die einzelnen Zylinder in verschiedenen Phasen der Periode, woraus außer den Schwankungen um die Drehachse des Motors auch noch Schwankungen nach den beiden anderen Raumrichtungen resultieren.

2. Der Schwerpunkt des Motors bleibt in seiner relativen Lage zum Motorgehäuse während eines Umlaufes nicht erhalten, sondern beschreibt eine geschlossene Kurve. Unter genauer Kenntnis der Gewichte der einzelnen Triebwerks- und Steuerungsteile, welche sich gegeneinander verschieben, kann dieselbe im voraus berechnet werden. Die Kurve ist bei einem Mehrzylindermotor ziemlich kompliziert und liegt in einer Ebene, welche senkrecht auf der Drehachse des Motors steht. Bei einem einzylindrigen Motor ohne Massenausgleich würde die Bewegung des Schwerpunktes im wesentlichen aus einem Auf- und Absteigen, entsprechend der Bewegung der hin- und hergehenden Triebwerksteile, bestehen, und zwar wäre der Ausschlag gleich dem Kolbenhub vermindert im Verhältnis des Gewichts der hin- und hergehenden Massen zum Gewicht des gesamten Motors. Dieses Verhältnis zwischen Ausschlag und Kolbenhub sei als Erschütterungsquotient bezeichnet. Bei einem mehrzylindrigen Motor mit Ausgleich erster Ordnung der hin- und hergehenden Massen ist der Erschütterungsquotient nur ein Bruchteil des Verhältnisses zwischen den Gewichten des ganzen Motors und der hin- und

hergehenden Massen. Bei der Berechnung können die Bewegungen der Steuerungsteile usw. gegenüber denen des Triebwerkes vernachlässigt werden. Die Periodenzahlen der Massenstöße eines in erster Ordnung ausgeglichenen 4-Zylindermotors ist gleich der doppelten Tourenzahl des Motors, wie sich aus der bekannten Formel für die Kolbenbeschleunigung

$$p = r \omega^2 (\cos \alpha \pm \lambda \cos 2 \alpha)$$

ergibt. Dabei folgen diese Schwingungen dem Sinusgesetz, können also ebenso betrachtet werden, wie die Schwingungen eines unausgeglichenen Einzylindermotors mit unendlich langer Schubstange und doppelter Tourenzahl, aber entsprechend kleinerer Kolbenmasse.

Der freischwebende Motor ist nun bestrebt, die Lage des Schwerpunktes beizubehalten, weshalb seine festen Teile die der Schwerpunktwanderung entgegengesetzte Bewegung ausführen. Diese Bewegung ist jedoch auch nicht immer eine reine Parallelverschiebung des Motors, sondern kann von einem Neigen begleitet sein, wenn die Massenverschiebungen nicht symmetrisch zur Mittelebene des Motors verlaufen, wie dies allerdings bei normaler Bauart der Fall ist.

Die periodischen Bewegungen infolge mangelhaften Massenausgleiches erstrecken sich also im allgemeinsten Falle auf Parallelverschiebungen vertikal und horizontal senkrecht zur Drehachse und auf drehende Schwankungen nach den beiden Richtungen durch die Drehachse. Bei Antrieb durch Luftschrauben tritt dazu infolge der Schwankungen der Zugkraft auch noch die Schwingungsmöglichkeit in der Richtung der Drehachse.

3. Infolge des gesamten Kräftespieles im Motor wechseln während der vier Arbeitstakte dauernd die Beanspruchungen der verschiedenen Teile der Maschine und infolgedessen auch die durch diese Beanspruchungen hervorgerufenen Formänderungen. Es findet gewissermaßen ein dauerndes Hin- und Herarbeiten des gesamten Motormaterials statt, das sich auch auf die Teile des Motors erstreckt, welche dazu bestimmt sind, mit dem Rahmen verbunden zu werden, nämlich das Gehäuse mit den Tragfüßen. Die Formänderungen infolge von Temperaturschwankungen wirken ähnlich. Nur ist bei ihnen nicht dieselbe vollkommene Periodizität vorhanden.

Ähnliche Verhältnisse finden sich allerdings bei jeder gesteuerten Maschine. Beim Flugmotor verdienen sie jedoch höhere Beachtung, weil wegen der außerordentlichen Sparsamkeit in der Verwendung des Baumaterials die Formänderungen verhältnismäßig große Beträge erreichen. Brüche des Gehäuses spielen ja auch unter den Betriebsunfällen dieser Motorenart eine erhebliche Rolle.

Die genaue Bestimmung dieser Bewegungen könnte durch Berechnung und durch experimentelle Beobachtung für eine bestimmte Motortype erfolgen. Die exakte Durchführung dieser Arbeit würde sowohl dem Motor- als auch dem Flugzeugkonstrukteur wichtige Fingerzeige liefern, aber freilich bei den heute vorhandenen Versuchseinrichtungen erhebliche Schwierigkeiten bieten, und es scheint daher richtiger, zunächst diese Prüfungseinrichtungen weiter zu vervollkommen. Für diesen Zweck genügt es aber, die ungefähre Größenordnung der in Betracht kommenden Bewegungen und Kräfte abzuschätzen.

Bei der Beurteilung der Beträge, um die das Drehmoment um seinen Mittelwert schwankt, ist zu berücksichtigen, daß der Ungleichförmigkeitsgrad des Motors in ausgleichendem Sinne auf das Drehmoment wirkt, indem z. B. bei erhöhtem Drehmoment ein Teil der Kraft durch erhöhte Kolbenbeschleunigung absorbiert wird. Wie praktische Messungen zeigen, schwankt das Drehmoment von Flugmotoren nur um einen verhältnismäßig geringen Prozentsatz des mittleren Drehmoments. Es liefert daher keine Beanspruchung, welche die Beanspruchung durch das mittlere Drehmoment wesentlich verändert. Auch die durch die unter 3 aufgeführten Umstände hervorgerufenen Erschütterungen halten sich in verhältnismäßig engen Grenzen, so daß zu erwarten steht, daß die Erschütterungen durch die hin- und hergehenden Massen überwiegen. Dieses wird durch die Erfahrung am Prüfstande und im Flugzeuge bestätigt und geht überdies einwandfrei aus den sehr exakten Messungen des Advisory Committee for Aeronautics bei Gelegenheit des englischen Motorenwett-

bewerbes im Jahre 1911 hervor (vgl. Report on the tests of petrol motors usw.).

Es erscheint daher angebracht, für die angenäherte Berechnung der Erschütterungen zunächst nur mit denen der Klasse 2 zu rechnen und die anderen Umstände nur durch eine geeignete Variation des Erschütterungsquotienten q zu berücksichtigen. Dieser letztere gibt also das Verhältnis der größten Eigenbewegung des freischwebenden Motors zum Kolbenhub an, welches wegen der verschiedenen zusätzlichen Einflüsse nicht genau gleich dem auf die oben erwähnte Art berechneten Werte ist.

Sowohl die zitierten englischen Messungen als auch die Nachrechnung moderner deutscher Motorbauarten ergeben für q Werte in der Größenordnung 1 : 100. Dieser Wert soll den folgenden Überschlagsrechnungen zugrunde gelegt werden.

Gehen wir dazu über, das Verhalten des Motors zu betrachten, wenn derselbe in einem ortsfesten, vollkommen starren Rahmen eingebaut ist. Der Rahmen muß zunächst das Gewicht und das mittlere Drehmoment des Motors aufnehmen. Da das Drehmoment auf der einen Seite im entgegengesetzten, auf der anderen jedoch im gleichen Sinne wirkt wie das Gewicht, so sind die beiden Seiten des Rahmens wesentlich ungleich beansprucht. Dieser Umstand ist bei der Berechnung zu beachten, besonders wenn es sich nicht um einen vollkommen starren, sondern, wie bei den wirklichen Pendelrahmen, um einen elastischen Aufbau handelt.

Abgesehen von diesen Kräften, deren vollkommene Aufnahme durch den Rahmen unbedingt erforderlich ist, und auch den Verhältnissen des wirklichen Fluges entspricht, würde jedoch eine solche vollkommen starre Konstruktion auch alle bei dem freischwebenden Motor festgestellten Erschütterungskräfte auffangen. Diese Kräfte, welche bestrebt sind, periodische Bewegungen hervorzurufen, müßten also durch Gegenkräfte, die aus der Festigkeit des Rahmens resultieren, aufgehoben werden; der Rahmen seinerseits würde diese Kräfte an sein Fundament weiterleiten.

Die Größenordnung dieser Kräfte zeigt das folgende Rechnungsbeispiel, dessen Annahmen etwa einem 100 PS-Argus-, N.A.G.- oder Mercedesmotor entsprechen.

Ein Vierzylinder-Flugmotor vom Gewichte $Q = 200$ kg habe bezüglich der auf- und absteigenden Erschütterungen den Erschütterungsquotienten $q = 1 : 100$. Die seitlichen und drehenden Erschütterungen, welche erheblich kleiner sind, bleiben der Einfachheit halber unberücksichtigt. Ferner wurden bei dieser rohen Überschlagsrechnung die endliche Schubstangenlänge und die Desachsierung, die für jede Motorbauart eine andere ist, nicht berücksichtigt. Die nachfolgende Rechnung gilt also für den vollkommen starren Holm unter den genannten Vernachlässigungen. Es wird die größte Kolbenbeschleunigung $r\omega^2$. Während nun der Weg des Motors $q = 1/100$ des Kolbenweges ausmacht, beträgt seine Beschleunigung wegen der doppelten Periodenzahl der Schwingungen $4q = 1/25$ der Kolbenbeschleunigung, also maximal $b = 4qr\omega^2$. Die Kraft, die notwendig ist, um diese Beschleunigung zu erzwingen, ist

$$P_e = M \cdot 4qr\omega^2,$$

worin $M = \frac{Q}{g}$ die Masse des Motors bedeutet.

$$\text{Es sei } n = 1400, \text{ also } \omega = 146,5$$

$$r = \frac{s}{2} = 75 \text{ mm,}$$

dann wird $r\omega^2 = 1610 \text{ m/sec}^2 = 165 \text{ g}$ und

$$P_e = \frac{200}{g} \cdot \frac{1}{25} \cdot 165 \text{ g} = 1320 \text{ kg.}$$

Das Drehmoment des Motors betrage 50 mkg, der Abstand der beiden Tragholme 500 mm. Dann drückt das Drehmoment auf den einen Holm mit $P_d = 100$ kg, während es den anderen mit der gleichen Kraft entlastet. Auf die beiden Holme wirken also ohne Berücksichtigung von P_e die ruhenden Kräfte

$$P_1 = \frac{Q}{2} + P_d = 200 \text{ kg}$$

und

$$P_2 = \frac{Q}{2} + P_d = 0 \text{ kg.}$$

Infolge der Erschütterungen schwankt aber P_1 zwischen den Werten -460 und $+860$ kg und P_2 zwischen den Werten -660 und $+660$ kg, wenn die Holme vollkommen starr gelagert sind.

Diese Beanspruchung ist natürlich weitaus ungünstiger als diejenige, welche man erhalten würde, wenn die Erschütterungen nicht starr aufgenommen würden. Es ist nicht zum verwundern, wenn daher auf einem absolut starren Rahmen sonst gut brauchbare Motoren rasch zerstört wurden (vgl. S. 25). Merkwürdigerweise hat man mehrfach versucht, solche Übelstände durch Verstärkung der Rahmen statt durch deren Schwächung abzustellen.

Außer durch die völlige Verhinderung der Massenbewegung übt die starre Lagerung noch einen zweiten Einfluß auf die Beanspruchungen des Motors aus, und zwar deshalb, weil die Lagerung nicht nur an einem Punkte sondern an mehreren stattfindet. Die gegenseitige Lage dieser Befestigungsstellen ist dann durch den starren Rahmen absolut fixiert; das Motorgehäuse wird also von Kräften, welche eine Formänderung in dem Sinne bewirken würden, daß eine Lageänderung der Befestigungsstellen einträte, völlig entlastet. Andererseits können auch, z. B. infolge von Erwärmungen, Veränderungen der Lage erforderlich werden, und dann ruft die Starrheit des Rahmens wieder ungünstige Beanspruchungen hervor. Von vornherein ist daher nicht zu übersehen, ob die starre Verbindung einzelner Punkte des Motors durch den Rahmen für den Motor von Vorteil oder Nachteil ist. Jedenfalls bringt sie eine erhebliche Unklarheit in die Prüfung hinein.

Es ist ersichtlich, daß die wahren Verhältnisse des Flugmotorenbetriebes zwischen den beiden geschilderten Grenzzuständen der völlig freien Beweglichkeit und der völlig starren Rahmenlagerung liegen.

Die freie Beweglichkeit wäre nur vorhanden, wenn das mit dem Motor verbundene Flugzeug jede Bewegung des Motors sofort ausführen könnte. Das ist nicht der Fall, weil die Massen des Flugzeuges erst beschleunigt werden müssen und auch einen Widerstand in der Luft finden. Andererseits kann aber auch von einer starren Lagerung keineswegs die Rede sein, denn die eben genannten Widerstandskräfte treten erst dann auf, wenn schon eine gewisse Bewegung stattfindet. Auch finden schon beim Auftreten geringer Kräfte sofort größere elastische Durchbiegungen der Konstruktionsteile des Flugzeuges statt, welche dem Motor eine gewisse Bewegungsfreiheit geben. Es fragt sich also nur noch, welchem der beiden Grenzzustände sich der Flugbetrieb nähert oder wie weit er etwa von diesen abweicht.

Zur Beantwortung dieser Frage mögen hier die Gegenkräfte untersucht werden, die das Flugzeug den Erschütterungen des Motors entgegenzustellen hat. Man ist zunächst versucht, anzunehmen, daß die großen Tragflächen durch die vorgelegte Luft an der Bewegung verhindert werden und man hört oft von einer »elastischen Lagerung auf der Luft« reden. Wir wollen wieder ein überschlägiges Beispiel durchrechnen, um die Größenordnung dieses Einflusses festzustellen.

Das Flugzeug möge den oben als Beispiel angeführten Motor besitzen, mit dem Motor und Piloten $Q_f = 600$ kg wiegen und 30 qm Tragfläche haben. Dann würde das Flugzeug, wenn keinerlei Widerstand vorhanden wäre, eine hin- und hergehende Bewegung machen, deren Ausschläge $1/300$ derjenigen des hin- und hergehenden Kolbens wären, da für das ganze Flugzeug wegen der größeren Masse der Erschütterungsquotient $(200/600) \cdot q = 1 : 300$ ist. Die mittlere Kolbengeschwindigkeit ist bei unserem Beispiel $\frac{2 \cdot 0,15 \cdot 1400}{60}$

$= 7 \text{ m/sec}$. Die mittlere Geschwindigkeit der Tragfläche wäre demnach mit Berücksichtigung der doppelten Schwingungszahl $2 \cdot \frac{7}{300} = 47 \text{ mm/sec}$. (Die Komplikationen, die dadurch entstehen, daß außer der geradlinigen Bewegung auch Drehungen auftreten, mögen bei dieser überschlägigen Rechnung wieder unbeachtet bleiben.) Nach der für den vorliegenden Fall gut anwendbaren Formel von v. Lössel beträgt der Luftwiderstand einer ebenen, senkrecht gegen die Luft bewegten Fläche

$$P = 0,13 \cdot F \cdot v^2.$$

Für den Fall, daß die Bewegung eine gleichförmige wäre, ergäbe diese Formel einen Druck der Luft auf die Tragflächen (d. h. lediglich infolge der Vibration durch die Kolbenbewegung) von

$$P = 0,13 \cdot 30 \cdot 0,047^2 \text{ kg oder}$$

$$P = 8,6 \text{ g.}$$

Selbst wenn man annehmen muß, daß bei stoßweiser Bewegung der mittlere Druck erheblich höher ist (exakte Messungen über den Luftwiderstand bei beschleunigter Bewegung sind nicht vorhanden. Nach »Lilienthal, Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst«, soll dieser Widerstand bis zum Fünffachen des Widerstandes bei gleichförmiger Bewegung steigen können) und außerdem berücksichtigt, daß der Maximalwert den mittleren Wert bedeutend übersteigt, so kommt man doch nicht auf Kräfte, welche gegenüber den oben ermittelten 1320 kg Beschleunigungsdruck eine Rolle spielen. Das Flugzeug verhält sich also in dieser Beziehung, als würde es vollkommen frei in der Luft schweben.

Die zweite Kraft, die das Flugzeug den Vibrationen des Motors entgegenstellt, ist der Beschleunigungswiderstand seiner Masse. Dieser setzt sich zusammen aus der Summe der Beschleunigungswiderstände der einzelnen Teile des Flugzeuges, welche deshalb getrennt zu betrachten sind, weil die Beschleunigungen, welche sie erleiden, verschieden sind. Infolge dieses auftretenden Beschleunigungswiderstandes findet nämlich eine Beanspruchung des Flugzeuggestelles statt, welche bewirkt, daß die mit dem Motor nicht direkt verbundenen Teile geringere Bewegungen ausführen, als die an ihm unmittelbar montierten. Da nun diese Deformationen ihrerseits von den auftretenden Widerstandskräften abhängen, so können elastische Kräfte und die Beschleunigungswiderstände nicht getrennt voneinander untersucht werden. Vielmehr muß zwischen beiden stets die Beziehung bestehen, daß die durch die elastische Formänderung bedingten Kräfte überall gleich dem auftretenden Beschleunigungswiderstand sind.

Ein einfaches Beispiel mag dieses wieder näher erläutern:

Die beiden Holme, auf denen der oben erwähnte Motor montiert ist, mögen eine freie Länge von 1,8 m und einen Querschnitt von 40 · 60 mm haben. Die Auflagellen mögen je in einem Drittel der freien Länge liegen. Die Lagerung ist nicht zu elastisch angenommen, wenn man bedenkt, daß die folgende Untersuchung die Nachgiebigkeit der Verbände, wie z. B. Unterlagsscheiben und des ganzen übrigen Flugzeuges nicht berücksichtigt. Der Beschleunigungswiderstand des übrigen Flugzeuges betrage x kg und greife gleichmäßig an den vier freien Holmenden an. Dann ist jede der vier Auflagellen des Motors, die den Massendruck übertragen,

mit einer Kraft $\frac{x}{4}$ belastet, und wir erhalten für einen Holm das in Fig. 1 dargestellte Kräfteschema. Der Holm erfährt dann eine elastische Formänderung, welche bewirkt, daß sich die beanspruchten Auflagellen um den Betrag y cm durchbiegen. Infolge dieser Durchbiegung wird nicht mehr die ganze oben errechnete Bewegung auf das übrige Flugzeug übertragen, sondern nur ein Teil davon. Im nachfolgenden werden die Beziehungen zwischen x und y aufgestellt.

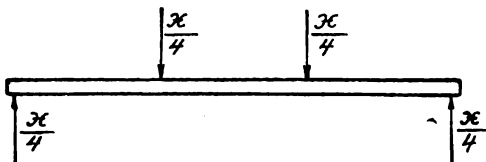


Fig. 1.

Zunächst sei die Gleichung aufgestellt, welche sich aus den Elastizitätseigenschaften des Holmes ergibt. Bedeutet $l = 60$ cm den Abstand der Tragfüße des Motors, $c = 60$ cm die beiderseits überstehenden Holmlängen, so ist bekanntlich

$$y = \frac{P}{E \cdot J} \left(\frac{c^3}{3} + \frac{c^2 l}{2} \right).$$

Mit

$$P = \frac{x}{4} \text{ kg, } J = \frac{4 \cdot 6^3}{12} = 72 \text{ cm}^4$$

und

$$E = 100000$$

ergibt sich

$$y = \frac{x}{160} \dots \dots \dots (1)$$

Mit anderen Maßen wäre allgemein

$$y = \frac{x}{C} \text{ oder } x = C y \dots \dots \dots (2)$$

Nunmehr müssen die Beziehungen zwischen x und y aufgestellt werden, die sich aus den Beschleunigungswirkungen der Elastizität ergeben.

Wir gehen von dem Augenblicke aus, in dem sich Motor und Flugzeug in ihrer Mittellage befinden. In diesem Augenblicke sei die Durchbiegung der Holme $y = 0$. Massenbeschleunigungen sind nicht vorhanden, dagegen haben die Massen ihre größte Geschwindigkeit.

Von diesem Augenblicke an bewegt sich der Motor in verzögerter Bewegung aus der Mittellage. Die Verzögerung wird hervorgerufen erstens durch das Bewegungsgesetz des Kurbeltriebes, zweitens durch die elastische Rückwirkung der Holme, die sich nunmehr durchbiegen. Die erste Verzögerung ist dem Charakter der Sinusschwingung gemäß proportional der Elongation aus der Mittellage. Das gleiche gilt aber auch für die zweite. Wir haben demnach einen Bewegungsvorgang, den man sich durch algebraische Addition zweier Bewegungen entstanden denken kann, die sich in jedem Augenblicke in bezug auf Beschleunigung, Geschwindigkeit und Weg proportional sind. Die Bewegung, welche das Flugzeug gleichzeitig ausführt, ist diesen beiden Bewegungen ebenfalls proportional.

Bezeichnen wir mit

s_m und s_f die absoluten Wege (Elongationen) von Motor und

Flugzeug, mit

M und M_f deren Massen, mit

y die Durchbiegung des Holmes wie oben, mit

P_e die Erschütterungskraft (Massenkraft) wie oben, so gilt für die Bewegung des Motors die Gleichung

$$M \cdot \frac{d^2 s_m}{dt^2} = P_e - y \cdot C$$

und für die des Flugzeuges die Gleichung

$$M_f \cdot \frac{d^2 s_f}{dt^2} = y \cdot C.$$

Es ist nun

$$y = s_m - s_f,$$

ferner nach obigem

$$P_e = 4 M \cdot q \cdot r \omega^2 \cos(2 \omega t).$$

Wir erhalten also die Differentialgleichungen

$$M \cdot \frac{d^2 s_m}{dt^2} = 4 M \cdot q \cdot r \omega^2 \cos(2 \omega t) - y \cdot C,$$

$$M_f \cdot \frac{d^2 s_m}{dt^2} - M_f \cdot \frac{d^2 y}{dt^2} = y \cdot C,$$

als deren Auflösungen wir die Werte

$$y = A \cos(2 \omega t) \text{ und } s_m = B \cos(2 \omega t)$$

substituieren können.

Es wird also

$$\frac{d^2 y}{dt^2} = -4 A \omega^2 \cos(2 \omega t),$$

$$\frac{d^2 s_m}{dt^2} = -4 B \omega^2 \cos(2 \omega t),$$

womit wir erhalten

$$-4 M B \omega^2 \cos(2 \omega t) = 4 M q \cdot r \omega^2 \cos(2 \omega t) - A C \cos(2 \omega t),$$

$$-4 M_f B \omega^2 \cos(2 \omega t) + 4 M_f A \omega^2 \cos(2 \omega t) = A C \cos(2 \omega t).$$

Diese Gleichungen gelten für alle Werte von t , also auch für

$$\cos(2 \omega t) = 1,$$

wodurch dieselben sich vereinfachen zu

$$-4MB\omega^2 = 4Mqr\omega^2 - AC$$

und

$$-4M_f B \omega^2 + 4M_f A \omega^2 = AC.$$

Aus der ersten der beiden Gleichungen folgt:

$$B = \frac{AC}{4M\omega^2} - q \cdot r.$$

Dieser Wert in der anderen eingesetzt, ergibt

$$-\frac{M_f}{M} \cdot A \cdot C + 4M_f \omega^2 q \cdot r + 4M_f A \omega^2 = AC,$$

$$A = \frac{4M_f \omega^2 q \cdot r}{C \left(1 + \frac{M_f}{M}\right) - 4M_f \omega^2}$$

Dieser Wert, die größte Durchbiegung des Holmes, wird unendlich groß für

$$\omega = \frac{1}{2} \sqrt{C \left(\frac{1}{M} + \frac{1}{M_f} \right)} = \omega_k,$$

der kritischen Winkelgeschwindigkeit. Man kann daher auch schreiben:

$$A = q \cdot r \cdot \frac{\omega^2}{\omega_k^2 - \omega^2}.$$

Der Faktor $\frac{\omega^2}{\omega_k^2 - \omega^2}$ wird annähernd gleich (∞), wenn ω sehr hoch über ω_k liegt, was praktisch der Fall ist. Für das herangezogene Zahlenbeispiel ergibt sich

$$\omega_k = \frac{1}{2} \sqrt{160 \left(\frac{981}{200} + \frac{981}{400} \right)} = 17,15,$$

$$\frac{\omega^2}{\omega_k^2 - \omega^2} = \frac{21500}{295 - 21500} = -1,014,$$

so daß der absolute Wert des Vergrößerungsfaktors noch nicht 2% von 1 abweicht. Man kann daher mit sehr guter Annäherung setzen:

$$-A = y_{\max} = q \cdot r \text{ und } x = C \cdot q \cdot r = 12 \text{ kg.}$$

Es zeigt sich also, daß nur ein ganz geringer Teil des Massendruckes zur Wirkung auf das Flugzeug gelangt. Insbesondere sind die nach oben gerichteten Beschleunigungskräfte bei weitem nicht so groß, daß sie das Gewicht des Motors aufzuheben vermögen, wodurch ein Richtungswechsel in der Beanspruchung der Befestigungsstellen vermieden wird. Die Verhältnisse nähern sich also mehr den günstigen Verhältnissen des freischwebenden Motors, als denen des völlig starr gelagerten.

Für die Beurteilung der Anwendbarkeit eines ortsfesten Standes ist die Änderung von Belang, die die obigen Resultate erfahren, wenn das Flugzeug gar keine Bewegung ausführen kann. Man erhält diesen Sonderfall, wenn man $M_f = \infty$ setzt. Dadurch ändert sich ω_k nur wenig und die obigen Schlußfolgerungen bleiben bestehen.

Wie man sieht, hat auch die Unsicherheit in der Annahme der Elastizität der Holme auf unsere Folgerungen wenig Einfluß. Sie bewirkt lediglich eine Veränderung von ω_k , die jedoch in dem praktischen Bereich belanglos ist, da die Holme keinesfalls so steif sind, daß ω_k in die Nähe von ω kommt.

Es besteht demnach kein Bedenken gegen die Anwendung ortsfester Rahmen, wenn hinsichtlich der Elastizität die Bedingung erfüllt ist:

Der den Motor tragende Rahmen darf nicht so starr sein, daß er die Vibration des Motors völlig verhindert. Vielmehr müssen die bei Bewegungen des Motors um wenige Millimeter auftretenden elastischen Gegenkräfte noch erheblich kleiner sein, als das Gewicht des Motors.

3. Luftströmung und Belastungsweise.

Die Luftströmungen, denen der Motor bei der Fahrt ausgesetzt ist, haben auf denselben nur insofern einen Einfluß, als der Vorgang der Kühlung von ihnen abhängig ist (soweit sie das Meßverfahren beeinträchtigen können, wird ihr Einfluß weiter unten zu erörtern sein). Die Zufälligkeiten, die

durch Böen und seitliche Windstöße entstehen, sind zwar für das Flugzeug von allergrößter Bedeutung, haben jedoch kaum einen Einfluß auf den Motor für sich. Selbst starke Windstöße, welche unmittelbar auf die Auspufföffnungen hingerichtet sind, beeinflussen, wie die Erfahrung zeigt, den Gang des Motors nicht. Der Grund dafür liegt in der großen Geschwindigkeit der Auspuffgase, welche die des stärksten Windes um ein Vielfaches übersteigt (vgl. S. 12). Es bleibt also nur übrig, zu untersuchen, inwieweit die Luftströmung einen Einfluß auf die Kühlung ausübt, und wie der Pendelrahmen beschaffen sein muß, um diesen Einfluß zur Geltung zu bringen.

Die Frage läßt sich nicht erledigen, ohne daß eine Entscheidung über die Art, wie die Kühlung beim Prüfungsbetriebe ausgeführt wird, getroffen ist. Es sind nämlich folgende beiden Möglichkeiten vorhanden: Entweder man kühlt den Motor auf natürliche Art, d. h. bei wassergekühltem Motor durch den vom Motor bewirkten Umlauf von Wasser, das seinerseits in einem dem Motor beigegebenen Kühler zurückgekühlt wird, oder bei luftgekühltem Motor lediglich durch die umgebende Luft. Ferner gibt es für wassergekühlte Motoren die zweite Möglichkeit, daß man künstlichen Wassermulauflauf herstellt und dem Motor das Wasser von diesem her zur Verfügung stellt. Es kann dabei sowohl eine Rückkühlung in einer besonderen Kühlanlage, als auch ein Zusatz von Frischwasser erfolgen. Der Umlauf kann durch die Zirkulationspumpe des Motors oder durch eine anderweitige Pumpe bewirkt werden. Dieser letztere Weg weicht zwar stark vom natürlichen Betriebe ab, hat aber große versuchs-technische Vorteile, da es möglich ist, die Temperatur des Wassers beliebig zu regulieren und die Messung der abgeführten Wassermenge genau vorzunehmen. Dadurch ist auch die genaue Bestimmung der abgeführten Wärmemenge ermöglicht.

Die Prüfung mittels Pendelrahmen gestattet ohne weiteres beide Methoden der Kühlung. Es wird deshalb auf diese Umstände hier nur eingegangen, um den Einfluß der Windverhältnisse klarzulegen. Bei der natürlichen Kühlung spielt der Wind eine entscheidende Rolle, und zwar sowohl bei luftgekühlten, als auch besonders bei wassergekühlten Motoren. Während nämlich erstere durch ihre Rotation immer eine gewisse Luftbewegung haben, würde der Kühler der letzteren ohne Wind in völlig unbewegter Luft stehen. Der Wind ist also für den ordnungsgemäßen Betrieb bei natürlicher Kühlung absolut unentbehrlich, und zwar wird man auf dem Prüfstande auch diejenige Luftrichtung wählen, welche beim Fluge die vorherrschende ist, nämlich die in Richtung der Motorachse. Es liegt auf der Hand, daß es vorteilhaft ist, diesen Wind durch die zum Motor gehörige Luftschraube selbst zu erzeugen und den Motor so durch seine eigene Schraube zu belasten.

Freilich ist zu berücksichtigen, daß Motoren mit den normal zu ihnen gehörigen Propellern am ortsfesten Stande nicht ihre volle Tourenzahl und daher auch nicht ihre Höchstleistung entwickeln. Eine geringe Abweichung von der normalen Schraubenform ist daher unerlässlich. Dabei ist eine Verriegerung der Steigung weniger zu empfehlen, als die Verkleinerung des Blattes, weil sonst die ohnehin am Stande größere Beanspruchung durch den Propellerzug noch mehr steigt.

Bei der künstlichen Kühlung, wie wir kurz die oben geschilderte zweite Art der Kühlung bezeichnen wollen, läßt sich dagegen immer ein genügendes Maß der Kühlung auch ohne Wind erreichen. Der Wind kann dagegen hierbei die Fehlerquellen der Messung infolge der Kühlung, die er auf die verlängerten Zu- und Ableitungen ausübt, vermehren. Außerdem macht er die Vornahme der Ablesungen beschwerlich. Bei reichlicher Kühlung der wassergekühlten Teile ist dagegen kaum die Gefahr vorhanden, daß solche Stellen des Motors, die keine Wasserkühlung haben, zu heiß werden, sind dies ja doch nur die weniger gefährlichen Stellen. Daher empfiehlt sich bei künstlicher Kühlung die Belastung des Motors durch Windflügel an Stelle der Luftschraube. Windflügel und Luftschraube ähneln sich in bezug auf die Art der Belastung des Motors sehr. Ihre Anwendbarkeit, welche die Belastungsweise des Fahrbetriebes gut nachahmt, bildet einen Hauptvorzug der Pendelrahmen, weshalb andere Belastungsarten ausscheiden.

Bei natürlicher Kühlung der Motoren ist also die Belastung durch Luftschaube, bei künstlicher Kühlung durch Windflügel anzuwenden. Der Pendelrahmen muß geeignet sein, beide Anordnungen zuzulassen. Da Luftschauben für Flugmotoren bis zu 3,2 m Durchm. vorkommen (größer nur in sehr seltenen Fällen), und der Abstand der äußersten Spitze von festen Flächen zwecks Vermeidung von Luftstößen nach praktischen Erfahrungen mindestens $\frac{1}{4}$ m betragen muß, so soll die Mitte des Motors eine beträchtliche Höhe über Flur haben. Mit Rücksicht auf die Verwendung von Luftschauben für natürliche Kühlung ist ferner zu beachten, daß die Widerstände, die der Luftstrom durch den Pendelrahmen erfährt, nicht wesentlich größer sein dürfen, als die geringen Widerstände des Flugzeuges. Es ergeben sich demnach folgende Forderungen:

Der Pendelrahmen muß für Luftschaube oder Windflügel einen ausreichenden Spielraum lassen; die Höhe der Motorachse über Fußboden muß mindestens 1,85 m betragen.

Der Pendelrahmen darf den Luftzug in Richtung der Motorachse nicht wesentlich behindern.

4. Schräglagen.

Die Nachahmung der übrigen Betriebsverhältnisse des normalen Flugbetriebes, so z. B. bezüglich der Bedienung und der Betriebsstoffzufuhr führt zwar zu gewissen Komplikationen der Meßgeräte und sonstigen Prüfungseinrichtungen, liefert aber keine besonderen Konstruktionsbedingungen für den Pendelrahmen selbst. Dagegen ergeben sich Schwierigkeiten, wenn man die Forderung erhebt, daß die Prüfung auch unter den besonderen Betriebsumständen möglich sein soll, welche beim Flugmotorenbetrieb nur vorübergehend auftreten. Noch bis vor kurzem hat man diese Forderung nicht erhoben. Nachdem aber jetzt einige Konstruktionen bestehen, welche sie in gewisser Hinsicht erfüllen, kann ein Pendelrahmen nur dann in Wettbewerb treten, wenn er auch hierin mindestens das gleiche leistet.

Es handelt sich dabei in erster Reihe um den Betrieb in Schräglagen. Dieselben kommen beim Flugzeugmotor beim



Fig. 2.

Aufstieg und beim Abstieg vor und übertreffen an Größe der Neigung alles, was andere Maschinen auszuhalten haben. Es erscheint daher gerechtfertigt, daß viele neueren Prüfstände Einrichtungen zur Schräglage der Motoren vorsehen. So gestattet der Prüfstand, der 1911 im englischen Motorwettbewerb benützt wurde, eine Schräglage von 15° nach beiden Richtungen. In den Bestimmungen des Wettbewerbes um den ersten Kaiserpreis wurde gefordert, daß eine Neigung von 10° aufwärts sowie eine solche von 15° abwärts möglich sein muß. Die damit verknüpften Bedingungen über gleichzeitige Drosselung usw. sind hier belanglos; für den Pendelrahmen handelt es sich nur darum, die vorgeschriebene Neigung zu ermöglichen. Es sei darauf hingewiesen, daß diese Neigungen wohl für normale Verhältnisse reichlich bemessen sind, aber bei weitem nicht an das Maximum heranreichen, das im praktischen Betriebe vorkommt. Bei den sog. Sturzflügen durchschneidet die Maschine fast senkrecht die Luft,

und dieses waghalsige Kunststück, das schon manchem das Leben gekostet hat, wird leider immer wieder von neuem ausgeführt. Neuerdings sind sogar Rückenflüge in Aufnahme gekommen, so daß jede Neigung bis zur Umkehrung vorkommt. Es wäre jedoch zu weitgehend, wenn man derartige Akrobatenkunststücke den Prüfungsbedingungen zugrunde legen wollte.

Neben der Schräglage der Motorachse kommt jedoch auch eine Schräglage des Motors senkrecht dazu, d. h. eine Schwenkung um die Motorachse in Frage. Derartige Schräglagen treten sowohl bei gelegentlichen Schwankungen des Flugzeuges als auch in besonders starkem Grade in Kurven auf. Geschickte Flieger nehmen heutzutage schon Kurven von so geringem Krümmungsradius, daß dabei eine Schräglage des Flugzeuges von 30° und mehr auftritt. Fig. 2 zeigt die starke Schräglage eines von Fokker gesteuerten

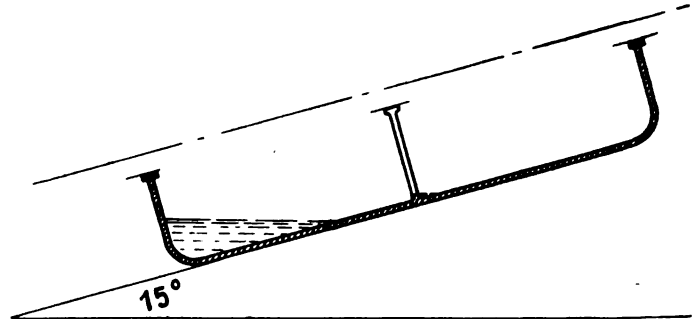


Fig. 3.

Apparates in einer Kurve nach einer photographischen Aufnahme auf dem Flugplatz Johannisthal. Freilich wirkt in einem solchen Falle die Zentrifugalkraft in dem Sinne, daß die Schräglage gegen die Richtung der Schwerkraft nicht voll in Erscheinung tritt. Doch ist leicht einzusehen, daß dieser Einfluß die Abweichung von der Normallage bei weitem nicht völlig aufhebt.

Die seitliche Neigung bringt nun für den Betrieb des Motors ganz dieselben Gefahren mit sich, wie die Neigungen nach vorn oder hinten. Es ist deshalb genau so berechtigt, die Prüfung mit seitlicher Neigung vorzuschreiben, wie mit Neigung nach vorn und hinten.

Der Einfluß, den die Schräglage haben kann, hängt von der Konstruktion des Motors ab, und zwar ist hauptsächlich die Ausbildung der Öl- und Benzinbehälter und Leitungen maßgebend. Es ist z. B. ein Konstruktionsfehler, wenn das Reservoir, aus dem die Ölpumpe ansaugt, bei einer der vorkommenden Schräglagen leerlaufen kann. Fig. 3 zeigt einen wie gewöhnlich als Ölbecken verwandten Kurbelkasten ohne Rippen unter 15° Neigung. Man sieht, daß der hintere

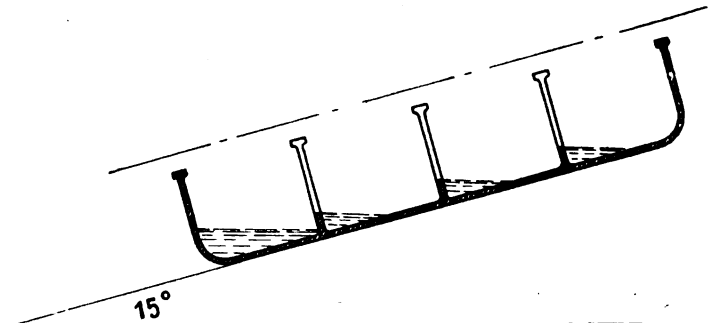


Fig. 4.

Teil des Motors leerläuft, so daß die letzten Zylinder ungenügend geschmiert sind. In Fig. 4 sehen wir denselben Behälter mit Rippen, die auf einfache Weise diesem Übelstande abhelfen.

Auch die Zuführung des Benzins zum Vergaser kann durch die Schräglage des Motors ähnlich beeinträchtigt werden. Bei der großen Verschiedenheit der Anordnungen der Benzinbehälter und Vergaser kann nicht ohne weiteres angegeben werden, nach welcher Richtung die Schräglage

besonders gefährlich ist. Ferner erfahren die Lagerdrücke usw. Richtungsänderungen.

Um in jedem Falle die Prüfung, ob etwa ein diesbezüglicher Konstruktionsmangel vorliegt, zu ermöglichen, hat der Pendelrahmen die Forderung zu erfüllen:

Der Pendelrahmen muß die Schrägstellung der Motoren nach allen Richtungen um diejenigen Winkel zulassen, welche im praktischen Flugbetriebe vorkommen.

Zurzeit dürften Winkel an ca. 30° in Frage kommen, wenn man von den oben erwähnten vereinzelt vorkommenden Kunstflügen absieht.

5. Änderung des Luftzustandes.

Die Veränderungen des Luftzustandes, mit denen der Flugmotor zu rechnen hat, sind ebenfalls bedeutender als die, welche für andere Kraftmaschinenarten in Betracht kommen. Sind doch bereits Höhen von 6000 m, in denen der Luftdruck nur noch 0,46 Atm. beträgt, längst überschritten worden; desgleichen sind erhebliche Schwankungen in der Luftfeuchtigkeit und in der Temperatur beim Wechsel der Fahrhöhe oder beim Umschlagen der Witterung keine Seltenheiten.

Der Einfluß, den so starke Veränderungen auf den Motor ausüben, ist ganz bedeutend, wie ich in meinem Aufsatz »Der Einfluß des Luftzustandes auf die Flugmotoren« näher ausgeführt habe, und zwar muß hier noch besonders erwähnt werden, daß dieser Einfluß nicht lediglich in einer Verminderung der Leistung proportional zur Luftdichte besteht, wie einige Autoren annehmen (vgl. H. André, *Monteurs d'Aviation et de Dirigeables*).

Es ergibt sich demnach der Wunsch, die Veränderungen des Luftzustandes auch auf dem Prüfstande vornehmen zu können. Bisher ist dieses noch nicht versucht worden. Es dürfte jedoch keine besondere Schwierigkeit bestehen, sowohl Temperatur als auch Luftdruck beliebig zu variieren, wenn man den Motor in eine luftdicht geschlossene Kammer einschließt. Da man brauchbare Resultate nur erhält, wenn sowohl die Belastungs- als auch die Arbeitsluft in gleicher Weise verändert wird, so genügt es nicht, den Motor allein in die Kammer zu setzen, sondern dieselbe wird auch die Windflügel mitumfassen müssen. Die Verwendung von Luftschrauben ist auch in diesem Falle weniger zu empfehlen, da sie die ständige Zufuhr großer Mengen von Frischluft, die auf den künstlichen Luftzustand gebracht werden muß, erfordert und so zu sehr kostspieligen und schwierigen Anlagen führt.

Mit Bezug auf den Pendelrahmen ergeben sich zwei Möglichkeiten. Entweder ragen nur die den Motor unmittelbar tragenden Teile in die luftdichte Kammer hinein, oder der gesamte Pendelrahmen mit Fundament und Meßvorrichtungen steht in der Kammer. Der letztere Weg ist zwar auch möglich, aber weniger zu empfehlen, weil es doch wünschenswert ist, daß die Meßvorrichtungen jederzeit zugänglich sind und die Luftkammer keine unnötige Größe erhält. Es ergibt sich daher für den Pendelrahmen, wenn auch nicht als kategorische Forderung, so doch als wünschenswerte Eigenschaft:

Der Pendelrahmen soll tunlichst die Einschließung des Motors und der zugehörigen Windflügel in einer luftdichten Kammer gestatten, in welche jedoch nur die den Motor unmittelbar tragenden Teile des Pendelrahmens hineinragen.

B. Messungen.

a) Das Drehmoment.

Die wissenschaftliche Prüfung von Motoren kann sich natürlich nicht lediglich auf die Beobachtung unter den für die Praxis maßgebenden Betriebsverhältnissen, welche zu den im vorigen Abschnitt erörterten Konstruktionsbedingungen für den Pendelrahmen führen, beschränken, sondern wird zu gleicher Zeit genaue Messungen aller derjenigen Größen erfordern, die ein Maß für die Güte des Motors liefern. Hierzu gehört das Drehmoment, dessen Bestimmung die eigentliche Sonderaufgabe des Pendelrahmens darstellt. Das Grundprinzip dieser Messung ist bereits in der Einleitung gekennzeichnet worden.

1. Lage der Drehachse.

So einfach dieses Prinzip erscheint, so schwierig ist es doch, eine Anordnung zu finden, die seine Anwendung gestattet, ohne daß erhebliche Fehler die Messung stören. Von grundsätzlicher Bedeutung ist dabei die Lage der Drehachse des Pendelrahmens zur Drehachse des Belastungswiderstandes, d. h. bei Motoren ohne Übersetzungstrieb zur Motorwelle. Diese gegenseitige Lage beeinflußt die gesamte Konstruktion des Pendelrahmens so stark, daß sie im zweiten Teile dieser Arbeit der Einteilung der verschiedenen Pendelrahmenbauarten zugrunde gelegt werden soll.

Der allgemeinere Fall ist der, daß die beiden Achsen nicht zusammenfallen. Die Motorwelle ist in Fig. 5 mit M , die Schwenkachse des Pendelrahmens mit C bezeichnet. Das Drehmoment werde beispielsweise durch ein Gewicht Q , welches am Pendelrahmen mit dem Hebelarm a angreift, ausgewogen. Die Messung ist korrekt, solange der an den Windflügeln F_1 und F_2 angreifende Luftwiderstand tatsächlich ein reines Drehmoment ist und andere äußere Kräfte auf das pendelnde System nicht wirken. Diese Bedingungen werden

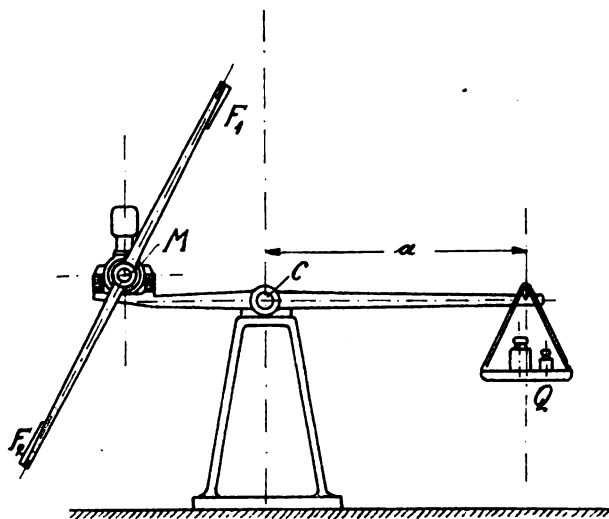


Fig. 5.

jedoch in Wirklichkeit nie erfüllt. Der Luftwiderstand z. B. ergibt infolge geringer Unsymmetrien der Flügel mit Bezug auf die Motorwelle außer einem Drehmoment noch eine Einzelkraft, deren Richtung ständig umläuft und mit Bezug auf die Achse C ein zusätzliches Drehmoment gibt, das die Messung verfälscht. Zwar wird dieses Fehlerdrehmoment bei jeder Umdrehung zweimal gleich 0 und ändert sein Vorzeichen, doch sind diese Augenblicke der Ablesung nicht zugänglich. Auch zahlreiche andere Ursachen, wie z. B. die Massenstöße, bewirken ein scheinbares Schwanken des Drehmomentes. Die Messung kann daher nur auf der durchschnittlichen Einstellung der Wägevorrichtung während einer gewissen Zeitdauer beruhen, und in der Tat ändern die eben genannten Schwankungen den Mittelwert des Drehmomentes nicht. Praktisch erreicht wird diese durchschnittliche Einstellung durch geeignete Dämpfung der Meßinstrumente und durch interpolierendes Ablesen. Es kann jedoch überdies der Fall eintreten, daß infolge unsymmetrischer Raum- oder Windverhältnisse die Einzelkraft während des Umlaufes ihre Größe ändert und daher auch der Mittelwert kein richtiges Maß für das reine Drehmoment ergibt. Ferner können noch andere Kräfte auftreten wie die Auspuffreaktion (vgl. S. 12), Drücke aus den Betriebsstoffleitungen u. a. m., welche dauernd in einseitigem Sinne wirken. Daher ist die Anzeige in diesem allgemeinen Falle mit einem Fehler behaftet, der um so größer ist, je größer der Abstand von M und C gewählt wird. Es kommt dazu der weitere Nachteil, daß das Schwanken des Fehlerdrehmomentes die Erschütterungen vermehrt und dadurch nicht nur Motor und Pendelrahmen ungünstig beansprucht, sondern auch die Ablesung erschwert.

Für die Verwendung von Luftschrauben gilt natürlich genau die gleiche Überlegung.

Der nächstliegende Weg, die Anzeige des Drehmoments mathematisch korrekt zu gestalten, ist der, die Achsen C und M zusammenfallen zu lassen. So erwünscht dieses nach den vorausgegangenen theoretischen Erwägungen erscheinen mag, so unerwünscht ist es nach praktischen, konstruktiven Gesichtspunkten. Die Lagerstellen des Pendelrahmens sind schwer unterzubringen, ohne daß sich für die Aufstellung des Motors Schwierigkeiten ergeben. Die einzelnen Mißstände, zu denen man bei der Durchkonstruktion des Prinzips gelangt, lassen sich nur genau an Hand der betreffenden Einzelkonstruktion nachweisen. Das soll weiter unten im Teil II geschehen. An dieser Stelle sei nur auf das dort gewonnene Resultat verwiesen, daß bisher keine Konstruktion dieser Art bekannt wurde, welche von erheblichen Mißständen frei ist. Die Forderung:

Der Pendelrahmen muß die Ablesung des erzeugten Drehmoments ungestört durch etwa auf die Drehachse wirkende Einzelkräfte gestatten, läßt sich daher scheinbar nicht mit sämtlichen übrigen Forderungen vereinbaren. Trotzdem findet sich ein Ausweg, der am Schluß dieser Arbeit des näheren beschrieben wird.

2. Fehlerquellen des Motors.

Weitere Fehlerquellen können für die Messung daraus entstehen, daß beim Motorbetriebe noch andere Drehmomente auftreten als das nutzbare des Luftwiderstandes, welches gemessen werden soll, und zwar kommen dabei folgende Kraftwirkungen in Betracht:

1. Die Reaktion der Auspuffgase,
2. die Wirkung des Schraubenstrahls auf Motor und Pendelrahmen,
3. Kräfte aus dem Bedienungsgestänge,
4. Kräfte aus den Betriebsstoffleitungen.

Das von dem Rückdruck der Auspuffgase hervorgerufene Drehmoment wurde bis vor kurzem regelmäßig vernachlässigt. Es soll daher im folgenden gezeigt werden, daß dieses zu erheblichen Fehlern in der Pendelrahmenmessung führen muß.

Der Rückdruck, den der Motor infolge des Auspuffs erfährt, ist offenbar gleich der Summe derjenigen Kräfte, welche notwendig sind, um den den Motor verlassenden Rauchgasen ihre Geschwindigkeit zu erteilen.

Bedeutet

- P den Rückdruck in kg,
- Q das Gewicht der Rauchgase in kg,
- q dasselbe bezogen auf die Zeiteinheit in kg/sec,
- c_m die Geschwindigkeit der Rauchgase in m/sec,

so ist

$$P = \frac{q}{g} \cdot c_m \dots \dots \dots (1)$$

Die Größe q ist leicht zu ermitteln. Bezeichnet

- l die sekundlich angesaugte Luftmenge,
- b die sekundlich verbrannte Brennstoffmenge, beide in kg/sec,
- v_h das Hubvolumen aller Zylinder in cbm,
- n die Tourenzahl pro Minute,
- η_l den Lieferungsgrad,
- γ das spezifische Gewicht der angesaugten Luft in kg/cbm,
- p_m den mittleren effektiven Arbeitsdruck in Atm.,
- N die Nutzleistung in PS,

so ist

$$q = l + b.$$

Ferner

$$l = v_h \cdot \frac{n}{2 \cdot 60} \cdot \eta_l \cdot \gamma,$$

und

$$N = v_h \cdot p_m \cdot 10000 \cdot \frac{n}{2 \cdot 60} \cdot \frac{1}{75},$$

daraus folgt

$$\frac{l}{N} = \frac{75}{10000} \cdot \frac{\eta_l \cdot \gamma}{p_m}$$

Sind die Größen η_l, γ, p_m nicht weiter bekannt oder gemessen, so kann man für Flugmotoren im Mittel annehmen

$$\eta_l = 0,7, \quad \gamma = 1,29, \quad p_m = 7,5.$$

Mit diesen Werten ergibt sich die sekundliche pro Pferdekraft angesaugte Luftmenge mit 0,903 g. Ist über den Brennstoffverbrauch auch nichts näheres bekannt, so kann man unter Zugrundelegung eines Verbrauches von 230 g für die PS-Stunde mit 0,064 g für die PS-sec rechnen. Das ergibt zusammen

$$q = 0,967 \cdot N,$$

so daß aus Gleichung (1) folgen würde

$$P = \frac{0,99}{10000} \cdot c_m \cdot N \dots \dots \dots (2)$$

Sind die einzelnen Größen jedoch abweichend von den oben eingesetzten Zahlen bestimmt worden, so hat man diese in die unausgerechnete Formel

$$P = \left(\frac{75 \gamma \eta_l}{10000 p_m} + b \right) \frac{N}{g} \cdot c_m \dots \dots \dots (3)$$

einzusetzen.

Nicht ganz so einfach ist die Bestimmung der mittleren Geschwindigkeit c_m . Würde tatsächlich beim Ausströmen die gesamte Wärmeenergie der Auspuffgase in Strömungsenergie umgesetzt werden, wie Guldner allgemein für Verbrennungsmotoren annimmt (2. Auflage S. 176 Z. 3), so würde das unter Zugrundelegung eines Verlustes durch die Abwärme der Rauchgase von 30% eine Ausströmungsgeschwindigkeit von über 1300 m/sec ergeben. Da diese Geschwindigkeit die kritische bei weitem übersteigt, könnte sie nur erreicht werden, wenn die Auspuffsöffnungen die Form von vollkommenen Düsen hätten. Bedenkt man jedoch, daß die Expansion am Auslaßventil beginnt, so wird man namentlich für die geringeren Erhebungen des Ventiltellers zugeben müssen, daß eine gewisse Erweiterung des Strahlquerschnittes bis zum Ende des Auspuffkanals stattfindet. Andererseits werden durch die scharfen Krümmungen auch erhebliche Geschwindigkeitsverluste eintreten können. Die nachfolgenden Erörterungen legen die Annahme zugrunde, daß der Auspuff genau so vor sich geht, als wenn der Druckraum durch eine einfache aber verlustfreie Mündung direkt in die Atmosphäre ausblasen würde. Zweifellos trifft diese Annahme nicht zu. Sie wird aber dadurch gerechtfertigt, daß sie brauchbare Zahlenwerte ergibt, welche von denen der praktischen Messung wenig abweichen. Der Unterschied zwischen obiger Annahme und den wirklichen Verhältnissen kann daher, wenn genügend sichere Versuchsdaten vorliegen, durch einen Korrektionsfaktor ausgeglichen werden.

Eine weitere Schwierigkeit liegt in der Beurteilung der Temperatur der Auspuffgase. Soweit überhaupt Angaben darüber vorhanden sind, beziehen sich dieselben auf einen Mittelwert. Zweifellos ändert sich jedoch die Temperatur während der Auspuffperiode. Glücklicherweise ist selbst eine Änderung der Temperatur um 200° auf das Endresultat von geringem Einfluß, weshalb die Annahme einer konstanten Temperatur der Rauchgase zulässig erscheint.

Der Exponent der Adiabate wurde mit 1,37 angenommen; dann ergibt sich das kritische Druckverhältnis ϵ zu 0,534 und der kritische Druck im Zylinderinnern bei einem Außendruck von 1 Atm. zu 1,87 Atm. Nach der oben gemachten einfachen Annahme über den Auspuffvorgang erstreckt sich natürlich das Zylinderinnere bis an die Mündungsebene des Auspuffrohres. Übersteigt der Innendruck p_1 den Wert 1,87, so steigt auch der Mündungsdruck p_0 , so daß das Verhältnis beider das kritische bleibt. Diese Abhängigkeit ist in Fig. 6, in der die Abszissen den Zylinderdruck angeben, durch eine gebrochene Gerade dargestellt.

Da aus dieser Geraden für jeden Innendruck der Mündungsdruck bekannt ist, kann die zugehörige Mündungsgeschwindigkeit nach der bekannten Formel

$$c = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} P \cdot \tau \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

errechnet werden. Dieselbe ist dazu zweckmäßig in folgender Weise zu vereinfachen: man setzt

$$P = p_1 \cdot 10000,$$

$$v = v_0 \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^{\frac{1}{k}} = \frac{1}{\gamma} \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^{\frac{1}{k}},$$

$$A = \sqrt{2g \frac{k}{k-1} \frac{10000}{\gamma}}$$

und erhält

$$c = A \cdot \sqrt{p_1 \left(\frac{p_0}{p_1} \right)^{\frac{1}{k}} - p_0}$$

Diese Funktion ist auch in Fig. 6 dargestellt, und zwar wurde der Berechnung ein spezifisches Gewicht der Rauchgase von 0,33 kg/cbm zugrunde gelegt.

Schließlich ist auch noch die Funktion $dQ = f(p)$ aufgetragen. Dieselbe ist proportional c und p_0 , wenn man die Temperatur und Zusammensetzung der Gase als konstant und von den übrigen Größen unabhängig annimmt. Der Maßstab von dQ ist beliebig, er könnte durch Integration bestimmt werden, da Q bekannt ist.

Um nun die Abhängigkeit derselben Größen von der Zeit festzustellen, ist es notwendig, die Änderung des Druckes während der Auspuffperiode zu kennen. Fig. 7 zeigt den Teil eines Zylinderdiagramms, der den Auspuff umfaßt. Der Aus-

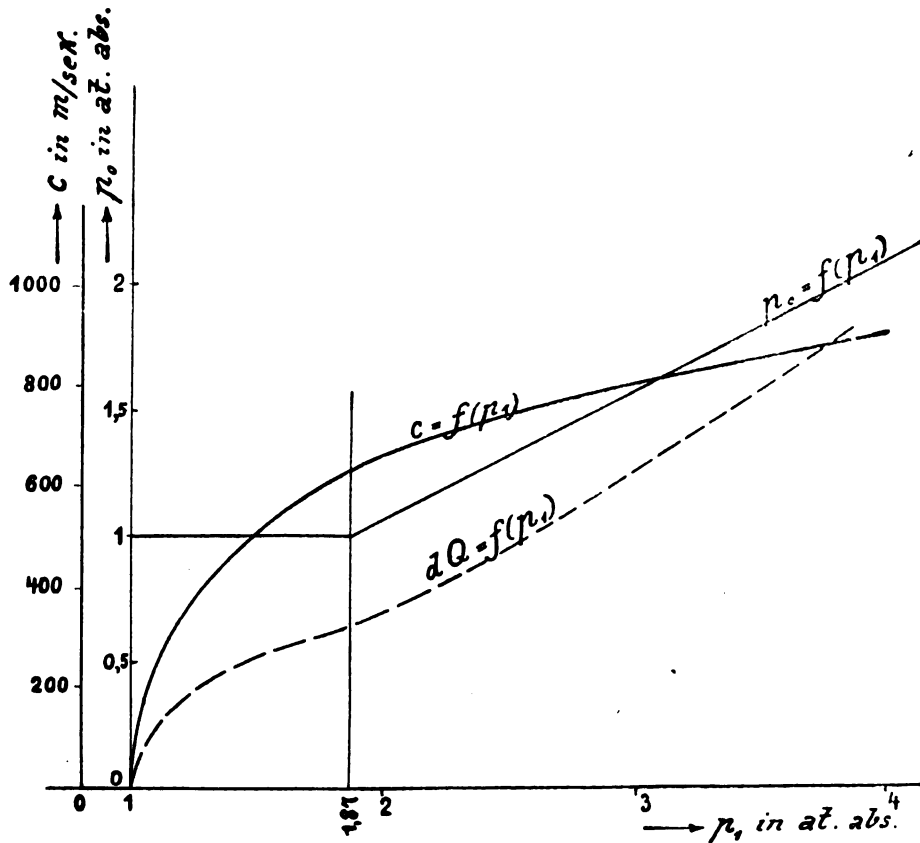


Fig. 6.

Für $p_1 < 1,87$ wird $p_0 = 1$ und
 $c = A \cdot \sqrt{p_1 \frac{k-1}{k} - 1} = 1480 \sqrt{p_1^{2,7} - 1}$.
 Für $p_1 > 1,87$ wird $p_0 = \varepsilon \cdot p_1$ und
 $c = A \cdot \sqrt{p_1 \left(\varepsilon^{\frac{1}{k}} - \varepsilon \right)} = 1480 \sqrt{0,098 p_1}$.

puff eröffnet 15% vor der unteren Totlage. Es wird angenommen, daß selbst, wenn ein Nachschluß des Ventils stattfindet, das Ausströmen des Rauches mit der Erreichung der oberen Totlage aufhört. Das Diagramm wird den folgenden Untersuchungen zugrunde gelegt. Selbstverständlich gelten die daraus abgeleiteten Zahlenresultate nur dann, wenn der Verlauf des Auspuffs tatsächlich diesem Normaldiagramm entspricht. Die Änderung der Steuerpunkte, des Kompressions-

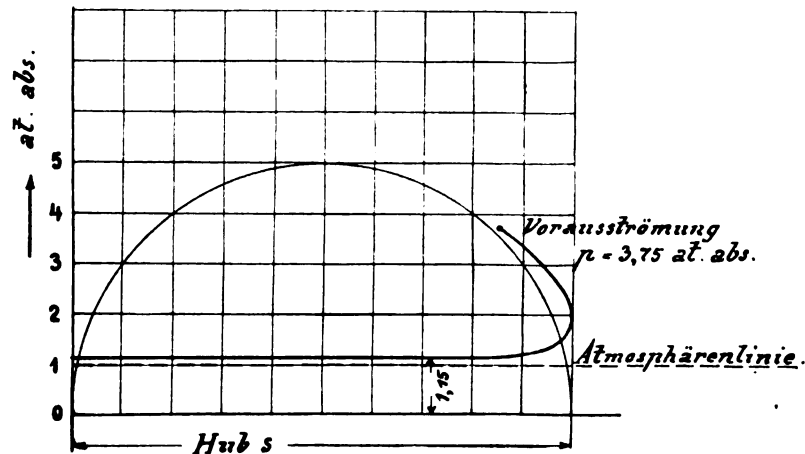


Fig. 7.

verhältnisses, des thermischen Verlaufes des Arbeitsvorganges usw. bleiben demnach nicht ohne Einfluß auf das weiter unten ermittelte Resultat. Wem aber die durch dieses Normaldiagramm erreichte Annäherung nicht genügt, der kann für jeden Spezialfall die folgenden Untersuchungen besonders durchführen, und wird dabei um so genauere Resultate erhalten, je genauer das spezielle Zylinderdiagramm aufgenommen oder theoretisch geschätzt wurde.

Der Druckverlauf des Diagramms Fig. 7 ist in Fig. 8 als Funktion des Kurbelweges oder, was bei gleichförmiger Drehung dasselbe ist, als Funktion der Zeit aufgetragen. Auf Berücksichtigung der endlichen Schubstangenlänge und der Desachsierung konnte bei dieser überschlägigen Untersuchung

male Verhältnisse unter den gemachten Annahmen der mittlere Druck

$$P = 0,054 \cdot N \dots \dots \dots (4)$$

Es ist nun festzustellen, inwieweit die bisherigen Erfahrungen mit unserem Resultate übereinstimmen. Leider fehlt es bisher an exaktem Material über diesen Gegenstand, da die Messungen an Motoren sowohl hinsichtlich ihres Drehmomentes, als auch ihres Axialschubes entweder einschließlich oder unter Ausschaltung des Auspuffdruckes vorgenommen werden, nicht aber beide Messungen gleichzeitig, und doch wäre das letztere notwendig, um die Größe des Auspuffdruckes festzustellen. (Fortsetzung folgt.)

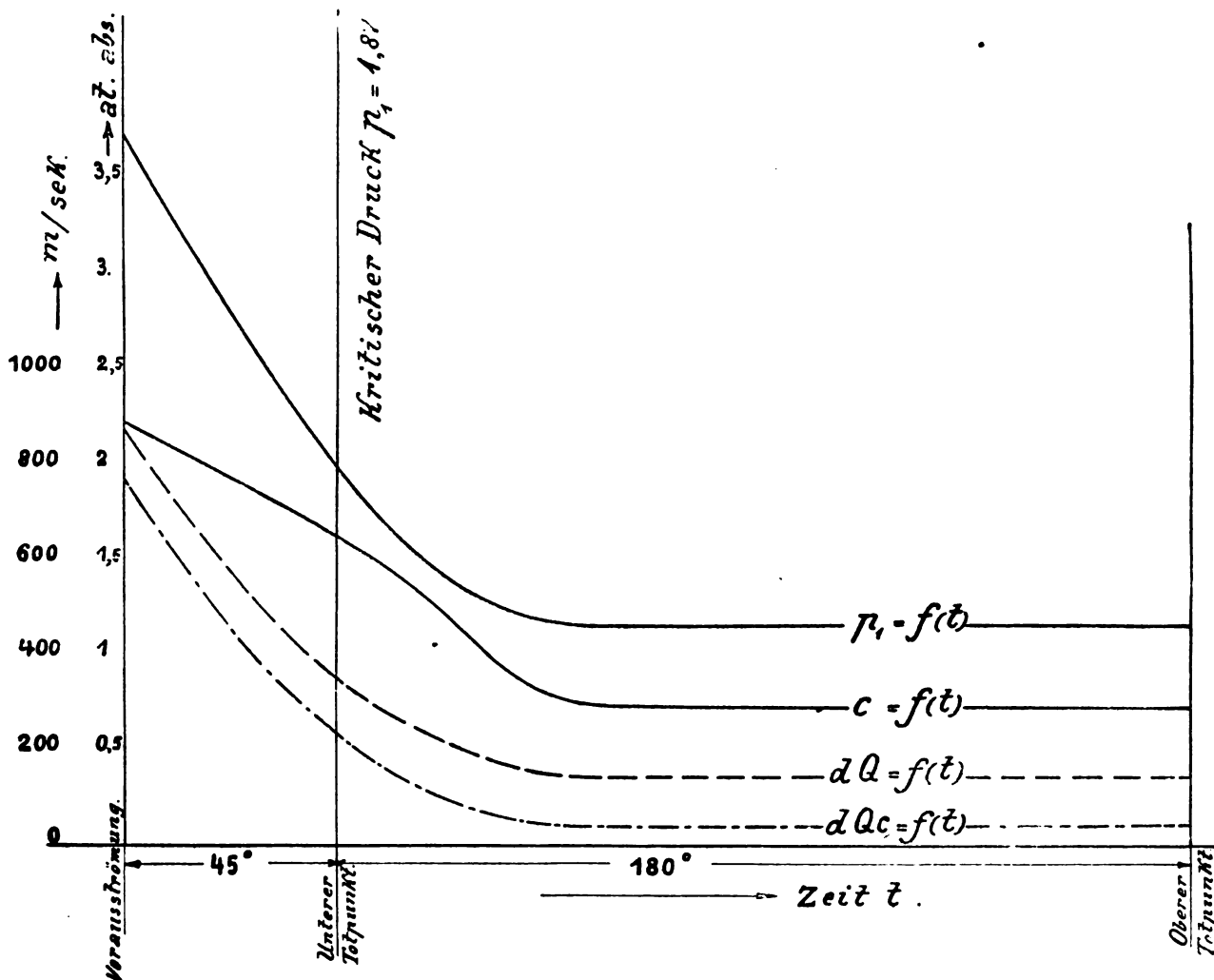


Fig. 8.

um so mehr verzichtet werden, als beide Größen fast für jeden Flugmotor andere sind. Mit Hilfe der Kurven aus Fig. 6 ist dann auch die Geschwindigkeit c und die augenblickliche Rauchgasmenge dQ als Funktion der Zeit aufgetragen. Durch Multiplikation der Ordinaten der letzten beiden Kurven und Wahl eines beliebigen Maßstabes ergibt sich schließlich noch die Kurve $dQ \cdot c$.

Die Integration der unter den Kurven dQ und $dQ \cdot c$ liegenden Flächen ergibt unter Berücksichtigung der gewählten Maßstäbe eine in die Rechnung einzusetzende mittlere Geschwindigkeit c_m von 548 m/sec. Wenn mit dieser Größe im folgenden durchweg gerechnet wird, so soll damit nicht einmal gesagt sein, daß sie für alle Motoren bei gleichem Zylinderdiagramm zutrifft: Im Gegenteil, sie ist nur ein Näherungswert für normallaufende Flugmotoren der gegenwärtigen deutschen Bauart. Veränderungen der Zusammensetzungen der Rauchgase, ihrer Temperatur, der Form der Auspufföffnungen usw. werden diese Größe erheblich verändern können. Halten wir aber zunächst an dem ermittelten Werte fest, so ergibt sich aus Gleichung (2) für nor-

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 40c, 29. H. 69208. Auspufftopf für mehrzylindrige Explosionsmotoren. Max Hirschfelder, Berlin-Weißensee, Generalstr. 5. A. 6. 11. 15. E. 27. 2. 17.
- 40c, 28. M. 58538. Elektrische Anlaßvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Albert Henry Midgley u. Charles Anthony Vandervell, Warple Way, Acton Vale, County of Midlesex, Engl. A. 18. 9. 15. England 19. 11. 14. E. 15. 3. 17.
- 40c, 31. R. 42712. Schalldämpfer. Carl Rudqwist, München, Ludwigstr. 6. A. 27. 12. 15. E. 27. 2. 17.
- 77h, 5. 296536. Flugzeug mit stufenförmiger Tragfläche. Georges Gramaticesco, Château d'Oex, Schweiz. 21. 2. 12. G. 36127. E 21. 2. 17.
- 77h, 4. L. 40561. Ballonhülle; Zus. z. Pat. 271933. Alwin Loewenthal, Charlottenburg, Oranienstr. 16, u. Dr. Max Moszkowski, Berlin-Grünwald, Herthastr. 2. A. 8. 10. 13. E. 21. 2. 1917. Zusatz zum Patent 271933.

77h, 5. R. 43690. Seitensteuervorrichtung für Flugzeuge. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16. A. 13. 9. 16. E. 15. 3. 17.

77h, 8. W. 42166. Steuervorrichtung zur zwangsläufigen Bewegung von Flügelklappen. Reinhold Wunderlich, Hohen Neuendorf b. Berlin, u. Alfred Wunderlich, Brüssel. Belgien 4. 5. 12 u. 13. 7. 12. A. 3. 5. 13. E. 21. 2. 17.

77h, 8. W. 39926. Schaufelrad mit in kreisenden, parallel sich bewegenden Rahmen gelagerten Flügelklappen. Reinhold Wunderlich, Hohen-Neuendorf b. Berlin, u. Alfred Wunderlich, Brüssel. A. 10. 6. 12. E. 21. 2. 17.

77h, 15. Luftfahrzeuganker. Paul Rütter, Chemnitz. A. 19. 8. 16. E. 15. 2. 17.

Patenterteilungen.

46a, 25. 296119. Im Viertakt arbeitende Verbrennungskraftmaschine für Flugzeuge. James Shaw, Chicago, V. St. A. 19. 6. 15. S. 44032.

46b, 13. 296088. Viertaktgasmaschine mit Regelung der Spülluftmenge entsprechend der Belastung. Heinrich Woll, Gersweiler-Ottenhausen. 28. 2. 15. W. 46252.

46c, 17. 296173. Zündkerzenkappe. Wilhelm Eisenführ, Berlin, Kommandantenstr. 31a—32. 18. 6. 16. E. 21719.

46c, 28. 296165. Anlaßvorrichtung zum Anwerfen von Automobilmotoren. Lionel Wolffsohn, Hoboken, New Jersey, V. St. A. 6. 5. 15. W. 46518. V. St. Amerika 9. 7. 1914.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Gesetz über einen Warenumsatzstempel vom 26. Juni 1916 nebst Auslegungsgrundsätzen und Ausführungsbestimmungen des Bundesrats für den praktischen Gebrauch. erläutert von Dr. iur. Fritz Koppe und Dr. rer. pol. Paul Varnhagen, mit Anmerkungen, Beispielen, Buchführungsschema und Sachregister. 1917. Fünfte Auflage. 37—46. Tausend. Industrieverlag Spaeth und Linde, Berlin C. 2. Preis: M. 2.

Vom 1. Oktober 1916 ab sind alle Warenumsätze mit einem Stempel von 1⁰⁰/₁₀₀ belegt. Im Januar 1917 sind die ersten Umsatzsteuererklärungen abzugeben. Da ist es für den Steuerpflichtigen die höchste Zeit, daß er sich mit der Materie des neuen Warenumsatzstempels vertraut mache. Einen vorzüglichen Wegweiser bietet ihm hierfür die von Koppe und Varnhagen kommentierte Ausgabe des neuen Gesetzes, die kurze Zeit nach ihrem ersten Erscheinen schon in fünfter Auflage in dem auf dem Gebiete der Herausgabe kommentierter Steuergesetze rühmlichst bekannten Verlage von Spaeth und Linde erschienen ist. Die Namen der Kommentatoren, die herausgebende Firma und die schnelle Folge ziemlich großer Auflagen bieten schon eine gewisse Gewähr dafür, daß der Praktiker hier alles das finden wird, dessen er bedarf, um einerseits den Anforderungen des Gesetzes gerecht zu werden, anderseits aber auch nicht aus Verkennung des Gesetzes mehr zu leisten, als von ihm verlangt wird. Das aber ist gerade der Vorzug dieser Gesetzesausgabe, daß sie den Leser zwar genau darüber informiert, was denn das Gesetz eigentlich von ihm verlangt, so daß er bei seiner aufmerksamen Lektüre nicht in die unangenehme Lage kommen kann, aus Nachlässigkeit einer Steuerhinterziehung geziehen zu werden, daß sie ihn aber auch ebenso genau darüber aufklärt, was das Gesetz nicht von ihm verlange, so daß die aufmerksame Lektüre den Leser auch vor mancher unnützen Leistung an das Reich bewahren wird. Freilich, aufmerksam und mit Verstand will auch diese Ausgabe gelesen sein, wenn sie dem Leser die erhofften Vorteile bringen soll; das liegt aber nicht an der Besprechung des Gesetzes, sondern an seiner überaus schwierigen Materie. Gerade aber wegen der Schwierigkeit und schwerwiegenden Bedeutung des Gesetzes muß es allen Praktikern empfohlen werden, sich diesen so überaus sorgfältigen und einsichtsvollen Wegweiser durch das Gesetz anzuschaffen.

Dr. Eug. Fridrichowicz.

Die Schule des Werkzeugmachers. Mit besonderer Berücksichtigung der Härtereitechnik und der Schnellarbeitsstähle. Von Ingenieur Fritz Schön. Fünfte Auflage. (Bibliothek der gesamten Technik, Band 235.) Gr.-Okt. 133 S. Mit 58 Abbildungen im Texte. Dr. Max Jänecke, Verlagsbuchhandlung, Leipzig 1916. Preis: geb. M. 3,60.

Die neue Auflage dieses in Fachkreisen bestens bekannten Werkes ist wesentlich ergänzt. Manches in vorherigen Auflagen Enthaltene ist fortgelassen, weil es durch Besseres überholt ist. Die neuen Materialien, Arbeits- und Härteverfahren sind ausführlich besprochen. Aus dem Inhalt: Das Werkzeug als Grundlage des Fabrikbetriebes, die Nachfrage betreffs guter Werkzeuge und

erfahrener Werkzeugmacher, die Herstellung der verschiedenen Stahlarten, der Stahl und die Werkzeuge, die Verwendung der verschiedenen Stahlarten, das Anarbeiten des Stahles, das Härten, vorbeugende Maßregeln und Vorrichtungen, Härteöfen, Temperaturmessungen, Seegerkessel, Pyrometer, Blei- bzw. Salzhartheöfen, Härtebäder, elektrisch geheizte Härtebäder, Fehler beim Härten, Einsatzhärtung, der Schnelldrehstahl, das Schleifen der Schnellarbeitsstähle, Härtmittel, Maschinenmesser, ein vielseitig erprobtes Härteverfahren. Da gerade jetzt Außerordentliches von der Werkzeugherstellung gefordert wird, wird das Buch als erprobter Ratgeber willkommen sein.

A. V.

Werner von Siemens, der Begründer der modernen Elektrotechnik. Von Artur Fürst. Okt. 188 S. mit 13 Abbildungen. Verlag: Deutsche Verlagsanstalt, Stuttgart u. Berlin. Preis: geb. M. 3. geb. M. 4.

Am 13. Dezember 1816 wurde Werner Siemens geboren. Die hundertste Wiederkehr seines Geburtstages lenkt unsern Blick auf diesen großen Gelehrten, Erfinder und Organisator, der zu den deutschen Männern gehört, die dem deutschen Volk in den letzten Jahrzehnten eine führende Stellung auf dem Gebiete der wissenschaftlichen Technik errungen haben. Was W. v. Siemens erfunden und geschaffen, ist größtenteils ein gar nicht mehr wegzudenkender Bestandteil unseres täglichen Lebens geworden; seine Persönlichkeit tritt dahinter für das Bewußtsein der Allgemeinheit etwas zurück. Und doch ist er auch ein vorbildlicher edler Mensch gewesen in seiner gewaltigen Energie, die durch keinen Fehlschlag sich entmutigen ließ, in seinem immer weitere Wirkungskreise umfassenden Schaffensdrang und seinem großzügigen Gemeinsinn. Ein kurz gefaßtes, allgemeinverständliches Lebens- und Charakterbild des bedeutenden Mannes und seines Lebenswerkes ist darum eine willkommene und nützliche Gabe zur Feier seines hundertsten Geburtstages; und eine solche bedeutet uns das Buch von Artur Fürst. »Werner Siemens' Erdenwallen.« so sagt Fürst im 1. Kapitel des Buches, »ist erfüllt von romantischen Begebenheiten, von Abenteuern. Könnte man sagen, wie sie in solcher Zahl nur wenigen begegnen. Fortwährend erlebt er Außerordentliches ... dreimal verursacht er schwere Explosionen, er erobert eine Festung, kämpft mit Beduinen auf der Spitze einer Pyramide, wird durch einen Schiffbruch auf eine unbewohnte Insel gebannt, eine lose gewordene Kabeltrommel droht sein Schiff zu zerschmettern. In all diesem Getümmel und schweren Gefahren bleibt er jeden Augenblick der ruhige, sorgsam beobachtende Mann der Wissenschaft ... Er treibt Navigation während des Schiffbruchs und Meeresforschung inmitten der Wasserhose.« — Durch das interessant geschriebene Buch wird uns die verehrungswürdige Persönlichkeit eines der bedeutendsten Männer deutscher Wissenschaft und Technik wieder näher gebracht. Das Buch von Fürst ist ein technisch-biographisches Volksbuch in gutem Sinn, wie etwa die Schriften von Ingenieur Max Eyth. Auch die Ausstattung ist gut, und das Buch ist so gemeinverständlich geschrieben, daß es jung und alt verstehen kann.

Lehrbuch der Physik, zum Gebrauch beim Unterricht, bei akademischen Vorlesungen und zum Selbststudium. Von E. Grimsehl †, Direktor der Oberrealschule auf der Uhlenhorst in Hamburg, in zwei Bänden.

Erster Band: Mechanik, Akustik und Optik, dritte vermehrte und verbesserte Auflage. Leipzig und Berlin 1914. B. G. Teubner. Gr.-8^o, XII und 966 S. mit 1063 Figuren im Text und 2 farbigen Tafeln. Preis geheftet M. 11, gebunden M. 12.

Zweiter Band: Magnetismus und Elektrizität, dritte Auflage, durchgesehen und ergänzt von Prof. Dr. I. Classen, Prof. Dr. H. Geitel, Oberlehrer Dr. W. Hillers und Oberlehrer W. Koch. Leipzig und Berlin 1916, B. G. Teubner. Gr.-8^o, X und 542 S., mit einem Bildnis E. Grimsehls als Titelbild und 517 Figuren im Text. Preis geheftet M. 7, gebunden M. 8.

Das rühmlichst bekannte Lehrbuch der Physik von Grimsehl liegt, acht Jahre nach dem ersten Erscheinen, bereits in dritter Auflage vor. Der zweite Band wurde nach dem Heldentode des Verfassers von Kollegen bearbeitet. Über das Werk im allgemeinen braucht nicht viel gesagt zu werden: Seine Reichhaltigkeit und Anschaulichkeit, seine glückliche Verbindung von Versuch und Theorie, sowie seine Originalität sind genugsam bekannt. Den Luftfahrer werden vor allem die Kapitel über den Auftrieb in der Luft, über Flüssigkeitswiderstand, Luftdrachen, Schrauben, Lenkluftschiff, Fallschirm, Schwebeflug und Flugzeuge, ferner über Wetterkunde und — im zweiten Bande — über atmosphärische Elektrizität interessieren. Das meteorologische Kapitel ist besonders reichhaltig, während z. B. vom Luftwiderstand nur die Grundlagen mitgeteilt wurden. Hinter den Sinus- und Cosinusformeln für den aerodynamischen Auftrieb und Rücktrieb (S. 328) vermißt Referent ein paar Kurvendarstellungen der Luftkräfte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel. Sehr anschaulich ist dagegen z. B. die Behandlung der schaukelnden Bewegungen eines fallenden Kartenblattes (S. 338).

E.

Die Maschine in der Karikatur. Von Dipl.-Ing. Hans Wettich. Okt. 216 S. mit 250 Bildern im Text und einem farbigen Titelbild nach dem Original von E. O. Petersen. Verlag der »Lustigen Blätter«, Dr. Eysler & Co., G. m. b. H., Berlin. Preis: geheftet M. 3,50, gebunden M. 4,50.

Das interessante Buch ist eine humorvolle Geschichte der Entwicklung der Technik. Die ältesten Abbildungen stammen aus dem Mittelalter, es sind zum Teil derbdrastische Darstellungen nach alten Holzschnitten und Miniaturen, die der Verfasser gesammelt hat. Die Mühle kommt in diesen älteren Darstellungen häufig vor, als Pfaffenmühle, Narrenmühle usw. Auch die Hebezeuge kommen schon früh in humoristischen Bildern vor. Später muß den meisten Spott die Eisenbahn über sich ergehen lassen. In neuer Zeit folgt die Straßenbahn und Schwebbahn, das Fahrrad, der Kraftwagen, Magnetismus und Elektrizität. Die Luftschiffahrt ist leider nicht behandelt. Das lustige, gut ausgestattete Buch wird jedem Ingenieur Freude machen. A. V.

Wie berechne ich meine Kriegs- und Besitzsteuer? Beispiele und kurze Erläuterungen für die Berechnung der Kriegs- und Besitzsteuer, der Reichsvermögensabgabe, sowie der Mehrerwerbsteuer für Gewerbsgesellschaften. (Auf Grund der Gesetze vom 21. Juni 1916 und 3. Juli 1913.) Herausgegeben vom Verlag der »Deutschen Steuer-Zeitung«. 2. Auflage. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin C. 2. Gr.-Okt. 1916. 28 S. Preis M. 1.

Tabellen zur Berechnung der Kriegssteuer für Einzelpersonen, Reichsvermögensabgabe, Kriegssteuer (Mehrerwerbsteuer) für Erwerbgesellschaften — Besitzsteuer. (Auf Grund der Gesetze vom 21. Juni 1916 und 3. Juli 1913.) Herausgegeben vom Verlag der »Deutschen Steuer-Zeitung«. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin C. 2, 1916. 2. Aufl. Gr.-Okt. 23 S. Preis M. 1,50.

Der Warenumsatzstempel. Gemeinverständliche Darstellung des Gesetzes über einen Warenumsatzstempel vom 26. Juni 1916 für Kaufleute und Gewerbetreibende mit Beispielen und Mustern. Im Auftrage der Deutschen Steuer-Zeitung verfaßt von Dr. jur. Fritz Koppe, Berlin, Rechtsanwalt und Syndikus. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin 1916. Okt. 31 S. Preis M. 1.

Motorische für Flieger. Ein Lehrbuch für Feldpiloten, Flugschüler, Beobachter und Motorwärter von Victor Schünzel, Hauptmann der k. u. k. Luftfahrtruppen. 1. Teil: Motorwesen. Band 19 der Sammlung »Technische Praxis«. Kl.-Okt. 254 S. mit 168 Abbildungen im Text. Preis M. 5.

Das Buch ist aus der praktischen Erfahrung geschrieben. Der Stoff ist sehr gut eingeteilt und alles leicht verständlich dargestellt. Wenn auch in erster Linie die österreichischen Motortypen (Daimler und Hyro) berücksichtigt werden, so werden doch auch die wichtigsten deutschen Motoren (Mercedes, Benz) ausführlich beschrieben. Daher kann das kleine Buch allen deutschen Flugschülern empfohlen werden.

Die Stabilität der Flugzeuge von Bryan-Bader. Einführung in die dynamische Stabilität der Flugzeuge. Gr.-Oktav; 120 S. mit 40 Textfiguren. Verlag von Julius Springer, Berlin. Preis M.

Jeder, der die Arbeiten von Bryan über die Stabilität des Flugzeuges verfolgt hat, wird sich freuen, das zusammenfassende Buch auch in deutscher Sprache zu erhalten.

Die von Br. zuerst eingeschlagene Methode der kleinen Schwingungen hat sich in den letzten Jahren auch in anderen Händen als sehr fruchtbar zur Behandlung der Stabilitätsprobleme erwiesen. Sie ist für die ganze weitere Entwicklung dieses so wichtigen und noch lange nicht abgeschlossenen Problems vorbildlich

geblieben, wenn es Br. auch nicht immer gelungen ist, das numerisch Unwesentliche vom Wesentlichen zu trennen und das konstruktiv Erreichbare in den Vordergrund zu rücken. Die Nomenklatur und Wahl der Variablen sind bei Bryan-Bader übersichtlicher als bei den deutschen Autoren. Sie machten das Buch besonders geeignet zur Einführung in die Theorie der Flugzeugstabilität. Die Übersetzung von Bader ist vortrefflich. Gaule.

Lehrbuch der drahtlosen Telegraphie von Dr.-Ing. Hans Rein. Nach dem Tode des Verfassers herausgegeben von Dr. K. Wirtz, Ordentl. Professor der Elektrotechnik an der Technischen Hochschule zu Darmstadt. Quart, 406 Seiten mit einem Bildnis des Verfassers, 355 Textfiguren und 4 lithographierten Tafeln. Verlag: Julius Springer, Berlin. 1917. Preis geb. M. 20.

Das Buch ist ein ausführliches Lehrbuch der drahtlosen Telegraphie und berücksichtigt nicht nur die Theorie der elektrischen Wellen, sondern auch die Praxis der drahtlosen Telegraphie. Auf Grund eigener praktischer Erfahrungen ist der Bau und Betrieb drahtloser Stationen eingehend behandelt, und die neuesten Maschinen und Apparate sind an Hand von Abbildungen und schematischen Zeichnungen beschrieben, am eingehendsten natürlich die deutschen Systeme (Braun-Slaby-Arco, Tönende Löschfunken.). Bei der Erklärung der Hochfrequenzströme geht der Verfasser vom einfachen Wechselstromkreis aus, wodurch auch dem Nichtelektrotechniker die Vorgänge leicht verständlich werden. Das ganze Werk ist in eine Einleitung und 5 Hauptteile geteilt; in der Einleitung wird von den Resonanz-Erscheinungen angefangen, das Wesen der elektrischen Wellen und die Theorie behandelt. Im zweiten Teil die Einzelbestandteile der drahtlosen Station, im dritten Teil werden die verschiedenen Systeme der Sender und im vierten Teil die Empfänger beschrieben. Der fünfte Teil behandelt die Telephonie ohne Draht und der sechste Teil die Richtungstelegraphie. Sehr übersichtlich sind die gewählten Bezeichnungen und Abkürzungen. Sehr gut und klar sind die Abbildungen, und es ist sehr darauf geachtet worden, daß die Abbildungen sich dort befinden, wo im Text auf sie Bezug genommen ist. Auch Papier und Druck, wie überhaupt die Ausstattung des Werkes ist zu loben. Es ist im ganzen ein vorzügliches Buch, wahrscheinlich das beste, das bisher in deutscher Sprache herausgegeben ist, und vom Standpunkt des Luftfahrers ist nur zu bemängeln, daß die F. T.-Anlagen für Luftfahrzeuge nicht eingehender behandelt sind, wenigstens nicht die neueren deutschen Systeme. Aber dies ist wohl durch die Kriegslage bedingt und dürfte in der nächsten Ausgabe des Buches wahrscheinlich nachgeholt werden. Aus dem Inhalt: Resonanz, Schwingungen, Dämpfung, Kopplung, elektrische Wellen, Kondensatoren, Berechnung der wirksamen Kapazität, Selbstinduktionsspulen, Variometer, Kopplungsspulen, Wellenmesser, Luftleiter, die Erdung und das Gegengewicht, Vorrichtung zur Aufladung von Kondensatoren, Funkenstrecken, das alte Marconisystem, System Braun-Slaby-Arco, System der tönenden Löschfunken, Funkensysteme mit umlaufender Entladestrecke, Poulensches Lichtbogensystem zur Erzeugung von ungedämpften Schwingungen, Vieltonsender, die Erzeugung von Hochfrequenzströmen mittels Maschinen, Gesichtspunkte für die Wahl des Sendeverfahrens, Theorie der Empfangsschaltungen zur Erzielung größerer Nutzleistungen, Theorie der Empfangsschaltungen unter Berücksichtigung der Sendeseite (radio-telegraphische Kraftübertragung), Theorie der Abstimmung zwischen der Sende- und Empfangsseite, Einflüsse im Raume zwischen Sender und Empfänger auf die Übertragung, die Wellenanzeiger, Maßnahmen zur Störfreiung auf der Empfangsseite, Schaltungen für Mehrfachempfang, Schutz gegen das Abfangen von Nachrichten, Telephonie ohne Draht, Hauptarten der gerichteten Luftleiter, die gerichteten Empfänger, Richtungs- und Ortsbestimmung, Literaturverzeichnis, Sachverzeichnis, Namenverzeichnis. A. V.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Aml Steinplatz Nr. 6001.

1. Ernennungen und Berufungen:

Zum Professor wurde der Dozent in der Abteilung für Schiffsmaschinenbau an der Technischen Hochschule Berlin-Charlottenburg, Direktor O. Krell von den Siemens-Schuckert-Werken, ernannt.

Der Privatdozent Dr. F. Pfeiffer, Halle, wurde als Nachfolger des außerordentlichen Professors der Mathematik, Dr. W. Vogt, nach Heidelberg berufen.

2. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Professor Dr. Fuchs, zurzeit Flieger, komm. zur Flugzeugmeisterei Berlin-Adlershof, Berlin-Halensee, Ringbahnstraße 7;

Dr. Richard Grammel, Privatdozent an der Technischen Hochschule Danzig, Langfuhr, Ferberweg 1;

Major Wagenführ (Inspektion der Fliegertruppen), Berlin W., Friedrich-Wilhelmstr. 18;

Gemäß § 6 erfolgte die Aufnahme als außerordentliches Mitglied der:

Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg, A.-G., Augsburg.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER

Öffentlich angestellter, beidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der
Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Deutschen Versuchs-
anstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
INGEN. U. D. INSPEKT. D. FLIEGER-
TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dipl.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE STUTTGART

**Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

Dr. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE
MOSKAU

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL.
TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Proj. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN

F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. SEPPELER
BERLIN

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN — GRAVENHAGE

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIED-
RICHSHAFEN

H. BOYKOW
FREGATTEN-LIEUTENANT A. D.
FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

24. Februar 1917.

Heft 3 und 4.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: Vorreiter Berlin-Steglitz.

INHALT:

Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren. Von Dr.-Ing. Otto Theodor Steinitz. (Forts.) S. 17.
Ausstellungen. »Delka« deutsche Luftkriegsbeute-Ausstellung. S. 30.
Patentschau. S. 31.

Bücher-Besprechungen. S. 31.
Berichtigung. S. 32.
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 32.

Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren.

Von Dr.-Ing. Otto Theodor Steinitz.

(Forts. aus Heft 1/2.)

Eine solche doppelte Messung hat jedoch, freilich aus ganz anderen Gründen und unter verschiedenen das Resultat trübenden Nebenumständen, bei der Durchführung des Wettbewerbes um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor stattgefunden. Die Einzelheiten der dabei angewandten Meßverfahren sind durch die Veröffentlichungen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt bereits bekannt. Hier sollen noch einmal kurz die Punkte zusammengestellt werden, welche für den vorliegenden Zweck in Betracht kommen.

Das Drehmoment des Motors wurde während des Hauptversuches durch Auswägen auf einem Pendelrahmen gemessen. Der Preisverteilung wurde dagegen dasjenige Drehmoment zugrunde gelegt, das für die Schraube bei der mittleren Tourenzahl des Hauptversuches durch einen besonderen Versuch unter elektrischem Antriebe bestimmt worden war. Bei dieser letzteren Messung war die Wirkung der Rauchgase ausgeschaltet, während dieselbe bei der Pendelrahmenmessung voll zur Wirkung kam. Es ist deshalb zu erwarten, daß die Resultate bei elektrischem Antriebe und bei Antriebe durch Benzinmotor um den Betrag differieren, der auf das Konto des Auspuffs zu schreiben ist. Getrübt wird diese Sachlage hauptsächlich durch drei Umstände:

1. Nach dem übereinstimmenden Urteil der sachverständigsten Propellerfabrikanten verhalten sich die Luftschrauben beim Antriebe durch einen gleichförmig laufenden Elektromotor günstiger als beim Antriebe durch einen Benzinmotor.

2. Zum Anschluß an den Elektromotor mußte die Schraube um ein mehr oder minder großes Stück vom Motor entfernt werden, wodurch die Bestimmung des vom Schraubenstrahle auf den Motor ausgeübten Drehmoments, das ja ebenfalls in die Rechnung eingeht, an Genauigkeit einbüßt.

3. Die Unempfindlichkeit des Pendelrahmens war erheblich, namentlich die Austarierung im Ruhezustande schloß Nullpunktfehler von fast 1 mkg nicht aus.

Danach wird es verständlich, daß die Differenzen zwischen beiden Meßmethoden die zahlenmäßige Errechnung des Auspuffdruckes allgemein nicht zulassen. Von seiten der Versuchsanstalt sind die Versuchsergebnisse von 15 Motoren, welche den Hauptversuch bestanden haben, veröffentlicht worden. Die Drehmomente derselben liegen zwischen 28,8 und 57,1 mkg. Die Abweichungen von der Pendelrahmenmessung betragen 0 bis 6,6% und liegen in allen Fällen in der Richtung des vom Auspuff hervorgerufenen Drehmoments, obgleich beide Drehsinne der Auspuffwirkung vorkommen. Dieser Umstand läßt vermuten, daß dem Auspuff der Löwenanteil an dieser Differenz zuzuschreiben ist. Bei der erheblichen Unempfindlichkeit des Pendelrahmens ist einiger Erfolg von der Nachrechnung nur in den Fällen zu erwarten, in denen die Differenz mehr als 1 mkg betrug. Das war bei 4 Motoren der Fall,

By

1

welche sämtlich von verschiedenen Firmen stammten und demgemäß abweichende Bauarten besaßen. In der untenstehenden Tabelle 1 sind die Motoren nach der Größe der Meßdifferenz geordnet aufgeführt und mit den Buchstaben A bis D bezeichnet. Die Spalte 1 gibt die Meßdifferenz in mkg an, die Spalte 2 zeigt dasjenige Drehmoment, daß der nach Gleichung (4) errechnete Auspuffdruck unter Berücksichtigung des jeweiligen Hebelarmes der Auspuffrichtung mit Bezug auf die Motorachse ergibt. In Spalte 3 ist dann als Differenz zwischen Spalte 1 und 2 diejenige Unstimmigkeit verzeichnet, welche nach Berücksichtigung der Auspuffreaktion in der von uns angegebenen überschlägigen Weise noch verbleibt.

Tabelle 1.

	1	2	3
A	3,3	2,5	0,8
B	2,5	3,1	0,6
C	2,2	2,5	0,3
D	1,4	2,0	0,6

Wir sehen, daß in allen vier Fällen die Unstimmigkeit so gering wird, daß sie sich zwanglos durch die obengenannten weiteren Fehlerquellen erklären läßt. Beim Motor A ergibt unsere Formel einen zu kleinen, bei den übrigen drei Motoren einen zu großen Wert. Die Größenordnung ist also zweifellos die richtige. Es sei dazu noch bemerkt, daß es keinen wesentlichen Unterschied macht, wenn man statt mit der Formel (4) mit der etwas genaueren Formel (3) rechnet.

Nach neueren Versuchen der Deutschen Versuchsanstalt soll das Drehmoment der Auspuffgase bei den größten vorkommenden Hebelarmen der Auspuffrichtung 6% des Motordrehmomentes betragen. Vergleichen wir damit unsere Formel: Der größte Hebelarm der gegenwärtigen deutschen Bauarten beträgt 0,6 m. Das ergibt ein Auspuffdrehmoment von $0,6 \cdot 0,054 = 0,0324$ mkg für 1 PS. Bei der üblichen Tourenzahl von ungefähr 1350 Umdr./Min. entspricht einer Pferdekraft ein Drehmoment von 0,53 mkg. Davon ist die obige Auspuffreaktion 6,1%. Die Übereinstimmung ist also eine sehr gute, und wir können, bis genauere Resultate bekannt sind, mit unserer Überschlagsformel rechnen.

Es besteht daher die Möglichkeit, den Fehler der Auspuffreaktion mit genügender Genauigkeit auf rechnerischem Wege zu eliminieren, so daß besondere konstruktive Maßnahmen für den Pendelrahmen nicht unbedingt notwendig werden. Immerhin ist es zur Erzielung noch größerer Genauigkeit sowie zur experimentellen Bestimmung des Auspuffdruckes selbst doch wünschenswert, die Pendelrahmenmessung auch so vornehmen zu können, daß das Auspuffdrehmoment nicht mitgemessen wird. Ein naheliegender Ausweg besteht darin, daß man die Auspuffgase durch einen Auspufftopf oder wenigstens ein vor der Auspufföffnung befindliches Schild auffängt bzw. parallel zur Drehachse ableitet. Dieser Ausweg darf jedoch nicht gewählt werden, wenn nicht besondere Vorkehrungen für den Nachweis getroffen sind, daß hierdurch der Arbeitsvorgang im Motor nicht beeinflusst wird. Es kann dieses leicht, z. B. infolge Erhöhung des Ausschubwiderstandes der Fall sein, und es empfiehlt sich nicht, solche Komplikationen in das Prüfungsverfahren hineinzubringen. Ein anderer Ausweg besteht darin, daß man das Drehmoment zweimal mißt, wobei der Auspuff jedesmal bezüglich der Drehachse einen anderen Hebelarm hat. Diese Lösung ist fehlerfrei. Sie ergibt mit Bezug auf den Pendelrahmen den Wunsch:

Der Pendelrahmen soll die Messung des Drehmomentes so gestatten, daß eine Veränderung des Hebelarmes der Auspuffrichtung mit Bezug auf die Pendelachse möglich ist.

Noch bedeutender als die oben errechneten Fehlerquellen ist oft diejenige, welche bei Verwendung von Luftschrauben infolge der drehenden Bewegung des Luftstromes auftritt. Würde sich die umgebende Luft zur Luftschraube wie eine geradlinig geführte Mutter aus festem Material zu ihrer Schraubenspindel verhalten, so wäre eine solche Drehbewe-

gung nicht vorhanden, und man könnte aus der Steigung der Schraube die Geschwindigkeit des Windstromes einfach errechnen. Würde sich dagegen die Luft zur Schraube wie eine nichtgeführte Mutter aus festem Material verhalten, so würde eine fortschreitende Bewegung überhaupt nicht stattfinden, sondern lediglich eine rotierende. Falls äußere Widerstände vorhanden wären, würde das Verhalten ein mittleres sein, die Luftmutter würde teilweise von der Rotation mitgenommen werden, teilweise in der Rotation gegen die Schraube zurückbleiben und infolgedessen vorwärtsgleiten. Dieser letztere Fall entspricht dem wirklichen Verhalten der Luft, wenn man noch hinzufügt, daß auch das Vorwärtsgleiten infolge der Relativbewegung von Luft und Schraube nicht so zwangsläufig wie bei einem festen System erfolgt, sondern die Vorwärtsgeschwindigkeit um den sog. Schlupf geringer ausfällt.

Die Berechnung dieser Verhältnisse ist an dieser Stelle nicht erforderlich. Für uns ist nur wichtig, aus der obigen Betrachtung das Nachstehende zu folgern:

Die Drehgeschwindigkeit der Luft ist stets geringer als die Drehgeschwindigkeit der Luftschraube und hat denselben Drehsinn wie dieselbe.

Es ist anzunehmen, daß auch der angesaugte Luftstrom einen drehenden Impuls erhält, doch ist derselbe offenbar viel geringer und namentlich auch in Anbetracht dessen, daß die Geschwindigkeiten im angesaugten Luftstrom überhaupt sehr gering sind, kaum wahrnehmbar. Durch Versuche ist im Ansaugeluftstrom bisher noch keine erhebliche Drehbewegung nachgewiesen worden. Die folgenden Betrachtungen beziehen sich daher nur auf Zugschrauben, d. h. auf solche, welche den Wind auf den Motor zuwerfen, wie dies praktisch meist der Fall ist.

Die Wirkung der drehenden Richtung des Luftstrahles besteht darin, daß der Luftstrahl den Motor in seinem Drehsinne mitzudrehen sucht. Diese Wirkung wollen wir den Seitenwiderstand des Motors nennen. Der Seitenwiderstand ist dabei wegen der etwas ungleichen Verteilung der Widerstandsfläche oberhalb und unterhalb der Schraubenachse kein reines Drehmoment, sondern ergibt noch eine seitliche Einzelkraft, welche wieder die Messung verfälschen würde, wenn eine solche Einzelkraft mit Bezug auf die Pendelrahmenachse ein Drehmoment ergibt (vgl. S. 11). Da nun, wie wir oben gesehen haben, die Richtung der Drehbewegung des Windstromes dieselbe ist, wie die Drehrichtung der Schraube, so sucht derselbe auch den Motor in der Richtung der Schraubendrehung mitzunehmen. Das der Messung zugrunde liegende Reaktionsmoment ist dagegen der Drehung der Schraube entgegengesetzt. Das Drehmoment des Seitenwiderstandes wirkt also dem zu messenden Reaktionsmoment entgegen oder anders ausgedrückt: das wirklich am Pendelrahmen gemessene Reaktionsmoment erscheint um das Moment des Seitenwiderstandes zu klein. Es sei darauf hingewiesen, daß Professor Baumann versehentlich erwähnt, daß «die zur Achse senkrechte Komponente des Schraubengewindes» das am Pendelrahmen gemessene Drehmoment zu groß erscheinen läßt (vgl. Motorwagen, März 1913).

Tabelle 2.

Motor	Nutzbares Drehmoment mkg	Seitenwiderstand	
		mkg	%
a	51,1	5,1	10,0
b	57,2	4,8	8,4
c	54,3	4,2	7,7
d ₁	39,1	4,1	10,5
d ₂	52,5	4,9	9,3
d ₃	52,9	4,0	7,6
e	23,5	2,6	11,1
f ₁	52,0	5,7	11,0
f ₂	28,5	4,3	15,1
g ₁	36,8	4,7	12,8
g ₂	36,5	4,9	13,4
g ₃	51,8	8,1	15,6
h ₁	56,0	7,5	13,4
h ₂	30,85	2,4	7,8
h ₃	46,6	5,6	12,0
i	49,8	4,8	9,6

Über die Größe des Seitenwiderstandes gibt die Tabelle 2 für einige Spezialfälle Auskunft. Sie zeigt, daß derselbe so bedeutend ist, daß seine Bestimmung als Ergänzung der Hauptmessung am Pendelrahmen unbedingt erforderlich ist. Ein Bedenken gegen die Verwendung des Pendelrahmens überhaupt folgt jedoch daraus nicht, da der Bestimmung des Seitenwiderstandes durch eine Zusatzmessung mittels desselben Pendelrahmens keinerlei Schwierigkeiten im Wege stehen.

Bei der Verwendung von Windflügeln an Stelle der Luftschraube tritt jedoch kein wesentlicher Seitenwiderstand auf, was daraus hervorgeht, daß die Meßresultate mit den Resultaten, welche auf festem Versuchsstande bei elektrischer oder hydraulischer Bremsung gewonnen werden, gut übereinstimmen. So ergab sich im Laboratorium des Luftschiffbau Zepelin bei den meisten Tourenzahlen volle Übereinstimmung zwischen Pendelrahmen und elektrischem Prüfstande. Die größte Differenz betrug nur 1,4% (vgl. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1911). Die Prüfung mit Windflügeln bietet daher immer ein bequemes Mittel, das Drehmoment des Seitenwiderstandes auszuschalten. Will man also während des langdauernden Hauptversuches nicht auf die natürliche Kühlung verzichten, so kann man durch einen kürzeren Nebenversuch mit Windflügeln den Seitenwiderstand ausschalten und damit die Differenz zwischen beiden Versuchen ermitteln, welche gleich dem Drehmoment des Seitenwiderstandes ist. Dieses Verfahren dürfte bequemer und zuverlässiger sein, als die Bestimmung des Seitenwiderstandes durch einen unabhängig vom Motor erzeugten Schraubenstrahl. Diese letztere Methode ist ausführlich beschrieben in den Veröffentlichungen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. Ihre Nachteile sind sowohl meßtheoretische als auch konstruktive.

Die meßtheoretischen Nachteile sind bereits S. 17 teilweise beschrieben worden. Die führenden Berliner Propellerfirmen schätzen den Unterschied zwischen den Leistungen bei Antrieb der Schraube durch Benzinmotor und Elektromotor auf bis zu 10%. Man wird des weiteren auch annehmen müssen, daß die Bewegungen des Motors selbst, insbesondere seine Erschütterungen, und der Ansaug- und Auspuffluftstrom einen gewissen Einfluß auf den Luftstrahl ausüben können. Es ist aber kaum möglich, den Flugmotor während des betrachteten Nebenversuches, bei dem er ja unbelastet ist, in derselben Weise in Gang zu halten, wie beim Hauptversuch.

Die konstruktiven Schwierigkeiten liegen darin, daß man die Schraube bei möglichst geringer Verschiebung auch auf der dem Motor entgegengesetzten Seite an eine Welle anschließen muß. Es darf dabei ihre Auswuchtung auch dann nicht leiden, wenn die Ummontage in kurzer Zeit bewirkt wird. Diese Schwierigkeit ist nicht unüberwindlich. Die Lösung besteht in der Anbringung einer sog. Anschlußnabe, die an jede Propellernabe befestigt werden kann und die die Verbindung zwischen dem Propeller und der anschließenden Welle vermittelt. Die Konstruktion des Verfassers ist seinerzeit den beteiligten Firmen vorgeschlagen und von allen angenommen worden. Wesentliche Schwierigkeiten hat sie im Betriebe nicht ergeben; die Ummontage erforderte höchstens ½ Stunde. Auch die übrigen konstruktiven Komplikationen, welche diese Anordnung mit sich bringt, wie z. B. die hohe Lagerung des Elektromotors, die Versperrung des Raumes vor der Luftschraube usw. führen zwar zu keinen Unmöglichkeiten, verteuern aber die gesamte Anlage ganz bedeutend. Die Ausführung des Nebenversuches mit Windflügeln ist daher bei weitem empfehlenswerter, wenn man sich nicht entschließt, den Hauptversuch selbst schon mit Windflügeln auszuführen.

Die vorstehenden Ausführungen über den Seitenwiderstand beziehen sich hauptsächlich auf feststehende Motoren. Bei den Rotationsmotoren liegen die Verhältnisse ganz besonders eigenartig. Bei diesen tritt der Seitenwiderstand hauptsächlich in Form des sog. Ventilationswiderstandes der Zylinder auf. Derselbe ist ebenso abhängig von der Drehzahl, wie der Widerstand der Luftschraube oder der Windflügel und kann von diesem beim Betriebe überhaupt nicht getrennt werden. Mit Recht hat schon Professor Bendemann darauf

hingewiesen, daß es ja denkbar wäre, daß ein Motor so innig mit der Luftschraube verwachsen sei, indem z. B. Organe des Motors im Fleisch der Schraube säßen, daß man überhaupt nicht angeben könne, welches Drehmoment der Widerstand der Schraube und welches der Widerstand des Motors wäre. Solche Konstruktionen sind allerdings nur ein Produkt der Phantasie. In Wirklichkeit kann bei jedem Rotationsmotor die Schraube sehr wohl vom Motor getrennt werden, und wenn man das nutzbare Drehmoment von feststehenden Motoren mit dem von Rotationsmotoren überhaupt vergleichen will, so wird man diese Trennung bei der Messung auch unbedingt durchführen müssen; denn das Drehmoment des Ventilationswiderstandes ist zweifellos kein nutzbares.

Es mag hier eingeschaltet werden, daß der Fehler, den man bei Vernachlässigung des Ventilationsdrehmomentes begehen würde, ein bedeutender ist. Beträgt doch der Ventilationswiderstand je nach Bauart der Motoren bis über 10% der gesamten Leistung.

Besonders schwierig wird die getrennte Bestimmung dieser beiden Drehmomente dadurch, daß jedes von ihnen zweifellos durch das gleichzeitige Vorhandensein des anderen beeinflußt wird. Wenn man z. B. den Rotationsmotor elektrisch belastet, so wird der Ventilationswiderstand ein anderer werden, als bei der Belastung durch eine Luftschraube. Auch hier ist die Belastung durch Windflügel günstiger. Bei ihr tritt diese Differenz nicht auf, da, wie wir schon oben bei den feststehenden Motoren gesehen haben, die von Windflügeln verursachte Luftbewegung keine wesentliche Fortsetzung nach dem Motor zu findet. Immerhin tritt bei Rotationsmotoren die Notwendigkeit eines weiteren Nebenversuches auf. Bei diesem weiteren Versuch ist das Drehmoment der Zylinder allein festzustellen, wobei jedoch die Luftschraube, von einem besonderen Antriebe betätigt, mitlaufen muß, um dieselben Strömungsverhältnisse wie beim Hauptversuch zu erzeugen. Man erhält dadurch das Zylinderdrehmoment allein und kann unter Abzug desselben im übrigen genau so verfahren wie bei feststehenden Motoren.

Es sind dann also folgende Versuche auszuführen:

1. Hauptversuch. Motor mit Luftschraube belastet. Gemessenes Drehmoment M_1 .
2. Erster Nebenversuch. Motor und Luftschraube gesondert angetrieben. Gemessenes Motordrehmoment M_2 .
3. Zweiter Nebenversuch. Motor mit Windflügeln belastet. Gemessenes Drehmoment M_3 .

Die Versuche 2 und 3 können bei etwas vom Hauptversuche abweichenden Tourenzahlen vorgenommen und dann auf die Tourenzahl des Hauptversuches umgerechnet werden, da für diese reinen Rotationsbewegungen das quadratische Gesetz mit sehr großer Annäherung gilt.

Es berechnet sich dann der Seitenwiderstand zu $M_3 - M_1$ und das nutzbare Drehmoment zu $M_3 - M_2$. Verzichtet man auf die Kühlung durch den Schraubenwind, was bei Rotationsmotoren die natürliche Kühlung nicht wesentlich beeinträchtigt (die Geschwindigkeit des Schraubenwindes beträgt 15 bis 40 m/sec, die Rotationsgeschwindigkeit der Zylinder beträgt 50 bis 100 m/sec), so kann man den ersten Versuch fortlassen und den dritten Versuch als Hauptversuch durchführen. Man kommt dann mit einem einzigen Nebenversuch aus. Die Drehmomentsmessung an Rotationsmotoren und der Vergleich derselben mit feststehenden Motoren ist also mit dem Pendelrahmen einwandfrei durchzuführen, wenn nur die Forderung erfüllt wird:

Der Pendelrahmen muß zur Aufnahme einer Antriebsmaschine eingerichtet sein, welche gestattet, die Zylinder des Versuchsrotationsmotors anzutreiben, wobei die zugehörige Luftschraube von außen, besonders betätigt wird.

Derartige Einrichtungen sind in der Deutschen Versuchsanstalt mit Erfolg ausgeführt worden.

Ähnliche Wirkungen wie auf den Motor selbst übt der Luftstrom auch auf die den Motor tragenden Stützen und ev. auch noch auf andere Teile des Pendelrahmens aus. Auch diese Wirkungen werden durch die oben beschriebenen Verfahren gleichzeitig für die Messung unschädlich gemacht, ja

sie treten gar nicht gesondert vom Seitenwiderstand des Motors in Erscheinung. Im übrigen ist ihr Betrag nicht sehr erheblich, wenn die bereits oben aus anderen Gründen statuierte Forderung erfüllt ist, daß der Pendelrahmen den freien Luftzug nicht behindert.

Eine weitere Fehlerquelle können Kräfte bilden, die durch das Bedienungsgestänge absichtlich, also in betrügerischer Weise, oder aber auch unabsichtlich auf den Motor übertragen werden. Die Bedienung des Flugmotors beschränkt sich meist auf Verstellung der Drosselklappe des Vergasers und der Zündung. Es wird sich stets durch einfache Mittel, etwa kleine Winkelhebel oder Baudenzüge, erreichen lassen, daß der zur Betätigung dieser Organe notwendige Zug in einer Richtung ausgeübt wird, welche keinen Hebelarm ergibt. Einzelkräfte durch die Motorachse werden aus der Messung aber schon durch die auf S. 12 formulierte Forderung ausgeschaltet. Eine besondere Eigenart des Pendelrahmens erfordern also die Bedienungskräfte nicht, sondern lediglich eine geeignete Vorschrift für die Montage des Bedienungsgestänges.

Weitere Kräfte werden beim Motorbetrieb durch die Zuleitungen der Betriebsstoffe erzeugt. Die Masse des zugeführten Benzins beträgt höchstens $\frac{1}{10}$ der verwendeten Luftmasse, die des Öles sogar höchstens $\frac{1}{50}$. Da dazu kommt, daß auch die Geschwindigkeiten in der Betriebsstoffzuleitung erheblich niedriger als die Geschwindigkeiten des Auspuffs sind, so ergibt sich, daß der Massenstoß vernachlässigt werden kann. Dasselbe gilt auch für die angesaugte Luft, deren Geschwindigkeit erheblich niedriger als die der ausgestoßenen ist, und deren Richtung zudem bei den meisten Bauarten in die Richtung der Motorachse fällt. Ähnlich ist es mit der Kühlwasserzu- und -ableitung bei Anwendung künstlicher Kühlung.

Ein 100 PS-Motor, der 300 WE/PS-Std. an das Kühlwasser abführt und dasselbe dabei um 5° erwärmt, gebraucht 100 l Wasser/Min. oder 1,67 l/sec. Bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 1 m/sec ergibt sich ein Druck von $\frac{1,67}{9,81} = 0,17$ kg. An einem erheblichen Hebelarm angreifend, könnte dieser Druck einen Fehler von bis zu 1% hervorrufen. Liegen dagegen die Zu- und Ableitungen des Kühlwassers dicht beieinander (so daß die Mitten eine Entfernung von höchstens 100 mm haben), und sind die Strömungsgeschwindigkeiten annähernd dieselben, die Strömungsrichtungen entgegengesetzt, so beträgt der Fehler höchstens 0,02 mkg, was selbst bei einem verhältnismäßig schnell laufenden Flugmotor ($Md = 40$ mkg bei 100 PS) nur einen Fehler von 0,05% ausmacht, ein Fehler, der unbedenklich vernachlässigt werden darf.

Anders verhält es sich mit den statischen Drücken in den Betriebsstoffzuleitungen. Diese können einen erheblichen Betrag erlangen, der von der Höhe der freien Flüssigkeitsspiegel bzw. von dem Drucke abhängt, unter dem die Flüssigkeiten dem Motor zugeführt werden. Namentlich in der Wasserleitung, deren Querschnitt eine ganze Anzahl von qcm beträgt, kann der Druck auf mehrere kg steigen, wobei noch hinzukommt, daß die Drücke in der Zu- und Ableitung sich nicht aufheben sondern addieren. Es ist jedoch möglich, die Größe dieser statischen Drücke durch Messung der Flüssigkeitsspiegel und des Hebelarmes einwandfrei zu bestimmen und so für die Pendelrahmenmessung unschädlich zu machen, wenn man nicht wieder vorzieht, durch geeignete Richtung des Druckes den Hebelarm und damit auch das Drehmoment des Flüssigkeitsdruckes völlig zum Verschwinden zu bringen. Als sehr zweckmäßig erscheint es, die Enden der betreffenden Leitungen am Pendelrahmen ein- für allemal fest zu verlegen, weil man dann die Richtung der erörterten Kraftwirkungen stets genau kennt. Die Verbindung zwischen diesen festgelegten Enden und dem Motor kann jedem Motor besonders angepaßt werden. Diese übt keinerlei Einfluß auf die Messung aus. Die freien Enden dieser Leitungen dürfen natürlich nicht starr mit festverlegten Leitungen verbunden sein, da sonst die pendelnde Bewegung des ganzen Systems gesperrt wäre. Vielmehr ist die Verbindung durch Überlaufkästen oder durch elastische Rohre, Schläuche o. dgl. zu bewirken. Es sei erwähnt, daß Überläufe wegen ihrer freien Wasserspiegel für

die Ölleitungen wegen der Gefahr der Verunreinigung, für die Wasserleitungen wegen der Beeinträchtigung der Messung durch Verdunsten, für die Benzinleitungen wegen beider Umstände und außerdem noch wegen der Feuersgefahr nicht zweckmäßig sind. Glaubt man sie für die Festlegung der statischen Druckhöhe nicht entbehren zu können, so soll man sie in einiger Entfernung vom Motor im festverlegten Teile der Leitung anbringen.

Die elastischen Verbindungen müssen so nachgiebig sein, daß sie bei der Auspendelung des Pendelrahmens aus seiner Mittellage keinen zu großen Rückdruck ergeben. Ein geringer Rückdruck ist nicht schädlich, sondern wirkt wie eine leichte Dämpfung; in der Mittellage müssen die Verbindungen natürlich völlig spannungsfrei sein. Durch genügend lange und weiche Schläuche lassen sich diese Bedingungen erfüllen.

Für die Benzin- und Ölleitungen kommen die obigen Rücksichten natürlich ganz in Wegfall, wenn Benzin- und Ölbehälter als zum Motor gehörig betrachtet und mit diesem auf den Pendelrahmen befestigt werden. Dasselbe gilt für die Wasserleitungen, wenn man auf jede künstliche Kühlung verzichtet. Die im nachfolgenden noch einmal zusammengefaßten Konstruktionsbedingungen gelten daher nur für den Eventualfall, daß überhaupt festverlegte Leitungen nach dem pendelnden System geführt werden müssen:

Der Pendelrahmen hat feste Rohranschlüsse für Benzin, Öl und Kühlwasser zu tragen.

Die beiden Anschlüsse für Kühlzu- und -abwasser sollen möglichst dicht beieinander liegen.

Die Richtungen aller Leitungen sollen mit Bezug auf die Motorachse keinen oder einen genau bekannten Hebelarm ergeben.

Die Verbindungen dieser Anschlußrohre mit den festverlegten Leitungen sollen elastisch und sehr nachgiebig sein.

Etwa notwendige Überläufe sind im festverlegten Teile der Leitung anzubringen.

3. Fehlerquellen des Pendelrahmens.

Nachdem wir im vorigen Abschnitte die Beeinflussung des Meßresultates durch verschiedene vom Betriebe des Motors abhängige Umstände und die sich aus ihr ergebenden Konstruktionsbedingungen kennen gelernt haben, gehen wir jetzt dazu über, die Fehler zu betrachten, die durch Mängel des Pendelrahmens selbst entstehen können.

Der Pendelrahmen ist, wie schon in der Einleitung bemerkt, eine Drehmomentswage und hat als solche alle Konstruktionsbedingungen einer Wage zu erfüllen. Dazu gehört in erster Reihe die Starrheit der Wagebalken. Die Konstruktionsteile, welche die zu messenden Kräfte aufnehmen und an das messende Organ fortleiten, dürfen unter der Einwirkung der größten Kräfte, für welche der Pendelrahmen entworfen wird, keine Deformation erleiden, welche die Genauigkeit der Rechnung zugrunde gelegten Hebelarme beeinträchtigt. Es genügt also nicht, daß die Festigkeit groß genug ist, um einen Bruch zu verhüten, sondern auch erhebliche elastische Durchbiegungen müssen verhindert werden. Diese Forderung scheint der Forderung der elastischen Lagerung (vgl. S. 9) zu widersprechen. Die Lösung ergibt sich durch eine grundsätzliche Trennung der den Motor unmittelbar tragenden Holme, welche die erforderliche Elastizität besitzen müssen, und der übrigen Pendelrahmenkonstruktion, die eine erhebliche Starrheit haben muß. Für die Stützen und Fundamente gilt natürlich dasselbe wie für die Wagebalken. Mit Rücksicht auf die Tendenz in der Flugtechnik, immer stärkere Motoren und immer geringere Tourenzahlen anzuwenden, wird man eine größte Motorstärke von 300 PS und eine Tourenzahl von 800 pro Min. der Berechnung zugrunde legen. Diese Zahlen ergeben ein zu messendes Drehmoment von 260 mkg.

Die Stützen und Wagebalken des Pendelrahmens dürfen bei einer Beanspruchung durch ein Drehmoment von 260 mkg keine erhebliche elastische Formänderung erleiden.

Ist diese Forderung erfüllt, so wird auch die Motorleistung nicht durch Hin- und Herarbeiten des Pendelrahmens beeinflusst werden. Wegen der elastischen Hysteresis wird

auch bei vollkommen elastischen Formänderungen nicht der ganze Arbeitsbetrag, der zu elastischen Schwingungen aufgewendet wird, zurückgewonnen, sondern ein Motor, der Erschütterungen seines Fundaments verursacht, hat scheinbar eine kleinere Leistung. Sofern diese Schädigung der Nutzleistung durch die elastischen Holme verursacht wird, entspricht sie dem Verhalten im Flugzeuge, bildet also keinen Fehler des Verfahrens.

Zur Festigkeit des Pendelrahmens gehört es auch, daß alle Verbindungen so gut gesichert sind, daß eine Verlagerung von Konstruktionsteilen auch während eines vielstündigen Motorbetriebes nicht stattfinden kann. Andernfalls würde sich die anfangs vorgenommene Austarierung der Wage während des Versuches in unkontrollierbarer Weise verändern. Diese Bedingung ist ganz selbstverständlich. Es wird nur deshalb besonders auf sie hingewiesen, weil in dieser Beziehung Verstöße leicht vorkommen.

Fehler in der Tariierung können auch dadurch entstehen, daß im Motor selbst eine Änderung der Gewichtsverteilung eintritt. Fig. 9 zeigt beispielsweise einen Motor mit unsymmetrischem Ölbehälter. Nach Verbrauch eines Teiles des Öls ist der Schwerpunkt des Motors aus seiner früheren Lage seitlich fortgerückt. War die Wage mit dem Motor vorher austariert, so stimmt die Tariierung jetzt um das Drehmoment, das das verbrauchte Ölgewicht vorher ergab, nicht mehr. Solche Verlagerungen kommen bei den Flugmotoren in der Regel nicht vor. Sie sind aber immerhin möglich und können ev. absichtlich zur Zwecke der Täuschung vorgesehen werden. Diese Fehlerquelle wird einfach dadurch ausgeschaltet, daß man die Tariierung nach dem Versuche wiederholt. Durch diese Wiederholung erlangt man auch Gewißheit darüber, daß die obenerwähnten unzulässigen Verschiebungen am Pendelrahmen nicht stattgefunden haben.

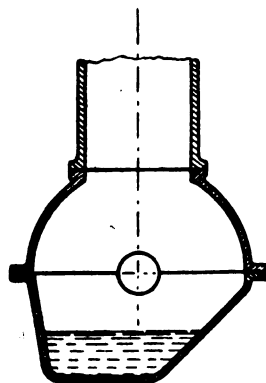


Fig. 9.

Sehr wichtig für die Brauchbarkeit einer Wage ist eine richtig bemessene Empfindlichkeit, sofern man unter derselben die Größe des Ausschlages der Meßvorrichtungen für eine bestimmte Belastungsänderung versteht. Die Empfindlichkeit kann durch geeignete Übersetzungen hydraulischer und mechanischer Art, welche in die Meßinstrumente eingeschaltet werden, erreicht werden. Anders steht es mit der Unempfindlichkeit, welche den Betrag angibt, unter dem ein Ausschlag überhaupt nicht erfolgt. Diese Unempfindlichkeit rührt in der Hauptsache von den beim Ausschlag auftretenden Reibungswiderständen her. Letztere sind beim Betriebe wegen der vom Flugmotor verursachten Erschütterungen erheblich geringer als im Ruhezustand, weshalb die Unempfindlichkeit im Ruhezustand kein Maß für die Brauchbarkeit des Pendelrahmens abgibt. Die äußerste Beschränkung der Reibungswiderstände erscheint daher bei dieser Art Wagen nicht so sehr notwendig wie bei anderen, weshalb man zugunsten einer absolut sicheren Führung der Gelenke eine gewisse Gelenkreibung in Kauf nehmen kann. Trotzdem hat es sich gezeigt, daß die Schneidenlagerung der Lagerung auf Kugelgelenken erheblich vorzuziehen ist. Allerdings muß die Anlage der Schneiden durch hohen Betriebsdruck auch bei starken Erschütterungen gesichert sein.

Der genauen Nachrechnung der Reibungswiderstände steht die Schwierigkeit im Wege, die Beeinflussung der Reibung

durch die Erschütterungen des Betriebes richtig abzuschätzen. Wenn man, wie es z. B. auch in dem meisten Lehrbüchern heißt, sagt, daß die Reibungen durch Erschütterungen aufgehoben werden, so ist dieses in dieser allgemeinen Form zweifellos falsch. Vielmehr hängt es von der Stärke und der Frequenz der Erschütterungen, sowie von dem die Reibung erzeugenden Druck und dem Reibungskoeffizienten ab, um welchen Bruchteil der Reibungswiderstand vermindert wird. Man wird annehmen können, daß die Reibung den Ausschlag der Wage dann nicht mehr dauernd verhindert, wenn infolge eines mittelgroßen Betriebsstoßes zeitweilig der Druck zwischen den reibenden Flächen aufgehoben wird. Findet jedoch nur eine Verminderung dieses Druckes statt, beispielsweise von P_1 auf P_2 , so bleibt eine Unempfindlichkeit übrig, die von der Unempfindlichkeit der Ruhe einen Teilbetrag, der dem Verhältnis $P_2 : P_1$ entspricht, ausmacht. Da die Kraft und Richtung der Stöße nach den Erörterungen im Abschnitt I. A. 2 bestimmt werden können, die ruhenden Drücke und Reibungskoeffizienten für die Ruhelage aber ebenso wie bei jeder anderen Maschinenkonstruktion für jeden Spezialfall mehr oder minder einfach zu ermitteln sind, so ist damit die Grundlage gegeben, auf der der Reibungswiderstand eines Pendelrahmens errechnet werden kann. Nach dem heutigen Stande der Technik ist eine Unempfindlichkeit von $\frac{1}{3}\%$ noch durchaus zulässig, und da Drehmomente von unter 15 mkg bei Flugmotoren nicht vorkommen, so darf die Unempfindlichkeit bei der geringsten vorkommenden Belastung noch 0,05 mkg betragen. Nimmt man an, daß das Verhältnis $P_2 : P_1$ für die Gelenke im Durchschnitt 1 : 10 beträgt, welcher Bruch nach den Erfahrungen der Praxis keineswegs zu klein gegriffen, aber natürlich von der betreffenden konstruktiven Anordnung abhängig ist, so ergibt sich für den Ruhezustand die Zulässigkeit einer Unempfindlichkeit von $\frac{1}{2}$ mkg oder ca. 3% der Belastung.

Diese Unempfindlichkeit ist jedoch dann zu groß, wenn auch der Ausschlag der Wage im betrieblösen Zustande einen Einfluß auf die Messung hat, d. h. wenn die Tariierung der Wage bei stillstehendem Motor stattfindet. Es könnten dann Nullpunktfehler bis zu 3% entstehen. Dieser Übelstand kann auf zwei Arten beseitigt werden: Entweder verlangt man, daß die Reibungswiderstände so gering sind, daß auch ohne die Erschütterungen eine genügende Empfindlichkeit vorhanden ist, oder man ruft zum Zwecke der Austarierung die Erschütterungen künstlich hervor. Die erste Forderung erscheint nicht angebracht mit Rücksicht darauf, daß der Betriebszustand eine robustere Ausbildung der Lager wünschenswert erscheinen läßt. Es entspricht vielmehr besser dem besonderen Wesen dieser Prüfungsmaschine, wenn man auch die Tariierung im Erschütterungszustande vornimmt. Dieser kann leicht durch eine geeignete Rüttelvorrichtung erzeugt werden. Der Vorteil, den man dadurch erlangt, daß man dann in der Ausbildung der Lager nicht ganz so ängstlich auf die Reibungswiderstände Rücksicht zu nehmen hat, ist so bedeutend, daß diese kleine Komplikation gerechtfertigt erscheint.

Man kann diese jedoch sogar entbehren, wenn die Prüfung des Motors auf mehreren, namentlich auch niedrigen Tourenzahlen stattfindet. Da der Luftwiderstand sowohl von Windflügeln als auch von Luftschrauben mit sehr guter Annäherung einer Potenz der Tourenzahl proportional ist, deren Wert sehr dicht an 2 liegt, ergibt die Auftragung der Drehmomente als Funktionen der Quadrate der Tourenzahl (vgl. Fig. 10), eine fast gerade Linie, deren Durchgang durch die Ordinatenachse den Nullpunkt und die Lage der Abszissenachse bestimmt. Diese Linie ist annähernd schon durch 2, genau genug jedenfalls durch wenige Messungen bestimmbar. Eine besondere Komplikation des Prüfungsverfahrens liegt in diesem Vorgehen nicht, weil die Prüfung bei gedrosseltem Motor ohnehin meist zum Programm gehört.

Zusammenfassend verlangen wir also bezüglich der Tariierung und Unempfindlichkeit:

Alle Verbindungen des Pendelrahmens müssen so fest sein, daß Verlagerungen während des Betriebes ausgeschlossen sind.

Die Unempfindlichkeit im Betriebszustande soll $\frac{1}{3}\%$ nicht übersteigen.

Falls die Prüfung nicht bei verschiedenen Tourenzahlen stattfinden soll, ist eine geeignete Rüttelvorrichtung anzubringen.

Von der Unempfindlichkeit, welche einen Ausschlag überhaupt verhindert, ist die Dämpfung zu unterscheiden, die den Ausschlag nur zeitlich verzögert. Ein überempfindlicher Pendelrahmen, welcher jede kleinste Schwankung des Drehmoments auch schon während der Dauer einer Umdrehung auf die Meßinstrumente übertragen würde, wäre unzweckmäßig. Eine genaue Ablesung wäre weder durch eine Zeigervorrichtung möglich, weil das Auge der Zeigerbewegung nicht schnell genug folgen könnte, noch durch eine registrierende Vorrichtung, weil die Schreibfeder eine breite Zone bestreichen würde. Die Erschütterungen würden auch die Meßgeräte schnell ruinieren. Es ist deshalb notwendig, die Anzeige der Belastungsänderung so zu verzögern, daß nur dauernde Änderungen des mittleren Drehmomentes angezeigt werden.

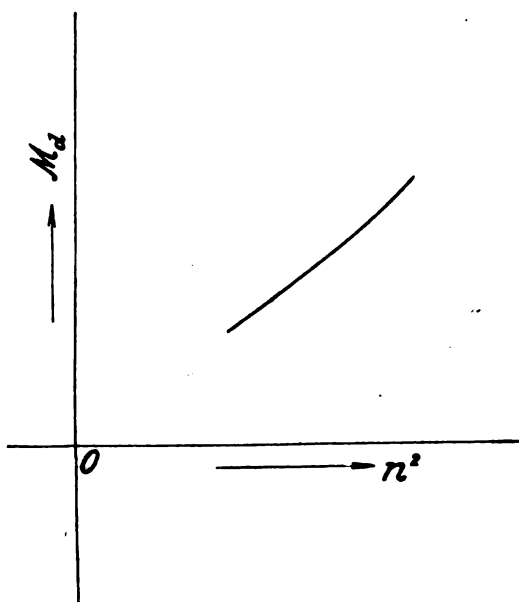


Fig. 10.

Eine gewisse Dämpfung liegt bereits in dem Reibungswiderstande des Systems. Aber diese Art der Dämpfung beeinträchtigt gleichzeitig die Empfindlichkeit. Dagegen ist die Dämpfung durch die Trägheit nur nützlich und sollte daher möglichst groß sein. Reichen diese Momente noch nicht aus, so werden besondere Dämpfungsorgane vorzusehen sein. Solche Dämpfungen sollen bei plötzlich auftretenden Beanspruchungen eine starke Gegenkraft geben; für den Fall, daß diese Beanspruchungen jedoch fort dauern, muß diese Gegenkraft verschwinden. Das übliche Mittel, eine solche Dämpfung hervorzubringen, ist ein Flüssigkeitskatarakt. Die geeignete Dimensionierung desselben ergibt sich aus der Größe der zu erwartenden plötzlichen Druckschwankungen und aus der Zeit, um die man die Anzeige verzögern will. Für den vorliegenden Zweck erscheint eine Verzögerung um ca. 1 Sek. für die Belastungsschwankungen von 3% angebracht.

Es muß jedoch ganz besonders nachdrücklich darauf hingewiesen werden, daß diese Öldämpfung auf keinen Fall die S. 9 geforderte Elastizität der Motorlagerung behindern darf. Würde man die Schwankungen des Motors von einer solchen Dämpfungsvorrichtung aufnehmen lassen, so käme dieses einer starren Lagerung nahe, da ja die Dämpfung im ersten Augenblick der Bewegung einen sehr großen Widerstand entgegenbringt. Die Dämpfung soll daher nur die massive Rahmenkonstruktion beeinflussen.

Ferner ist darauf zu achten, daß zwischen der Dämpfung und den zu dämpfenden beweglichen Konstruktionsteilen keine Verbindungsglieder von erheblicher Elastizität eingeschaltet sein dürfen. Andernfalls würde die Formänderung dieser Verbindungsglieder die Beweglichkeit auch bei starker Dämpfung freigeben und die Wirkung derselben wäre verteilt.

Bei Verwendung besonders empfindlicher Meßinstrumente wird es sich empfehlen, diese selbst außerdem in geeigneter Weise zu dämpfen; diese Vorsicht wird in der Regel schon an den Instrumenten berücksichtigt sein.

Bezüglich der Dämpfung gilt also:

Das Trägheitsmoment des pendelnden Systems mit Bezug auf die Pendelachse soll möglichst groß sein.

Die steifen, nicht etwa auch die elastischen, beweglichen Konstruktionsteile des Pendelrahmens sind durch starre Verbindungen an eine wirksame Flüssigkeitsdämpfung anzuschließen.

Zur Kontrolle der aus den Hebellängen errechneten Übersetzung ist ebenso wie bei jeder anderen Wage eine Eichung bei verschiedenen Belastungen wünschenswert. Da das zu messende Objekt nicht eine Kraft, sondern ein Kräftepaar ist, so darf die Belastung bei der Eichung nur dann durch einfache seitliche Gewichte erfolgen, wenn eine einseitige Belastung nach Maßgabe der speziellen konstruktiven Anord-

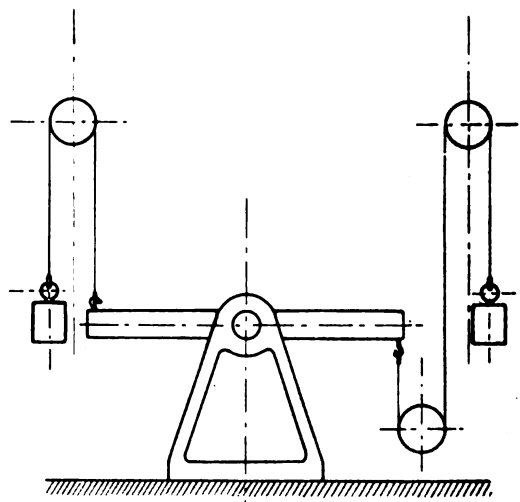


Fig. 11.

nung des pendelnden Systems keine Verschiebung des Übersetzungsverhältnisses zur Folge haben kann. Besser ist es, in jedem Falle die Belastung durch ein Kräftepaar vorzunehmen. Die Anbringung eines solchen, etwa in Form von über Rollen geführten Gewichten nach Fig. 11, erscheint in jedem Falle leicht anwendbar. Man kann jedoch auch die Eichung durch einen dem wirklichen Betriebe ähnlich kommenden Betrieb mittels Windflügeln, deren Widerstand genau bekannt ist, vornehmen. Besondere Vorkehrungen sind daher zur Eichung des Pendelrahmens nicht erforderlich. Bei einigermaßen sorgfältiger Ausführung und genügender Starrheit der Konstruktion, die bereits S. 20 gefordert wurde, wird übrigens die Eichung innerhalb der beabsichtigten Belastungen keine bemerkenswerte Abweichung von dem errechneten Übersetzungsverhältnis ergeben.

β) Die Nebenmessungen.

Zwecks Bestimmung der Leistungen ist als Ergänzung zur Drehmomentmessung die Tourenmessung notwendig.

Der Antrieb eines Tachometers vom Motor selbst kann nur dann bewirkt werden, wenn man das Tachometer in nicht zu weiter Entfernung vom Motor aufstellt und sich mit einfacher Ablesung begnügt. Registrierende Tachometer oder solche, welche an einem entfernteren Beobachtungsposten aufgestellt werden sollen, können mit den schwachen, am Motor zur Verfügung stehenden Antriebsorganen (gewöhnlich kommt ein freies Ende der Steuerwelle in Frage) nicht betriebssicher betätigt werden. Da jedoch die Ablesung in unmittelbarer Nähe des Motors aus verschiedenen betriebstechnischen Gründen nicht wünschenswert ist, auch häufig für die Versuchsprotokolle selbsttätig registrierte Drehzahlkurven verlangt werden, so ist entschieden dazu zu raten; Tourenmessungen zu

wählen, die keinen unmittelbaren Antrieb vom Motor verlangen. Dieses Problem läßt sich auf verschiedenen Wegen befriedigend lösen und zwar kommen dabei in Betracht:

1. Stroboskopische Beobachtung des Motors,
2. elektrische Kontaktvorrichtungen,
3. Vibrationskämme.

Jede dieser drei Methoden hat ihre Vorzüge und Nachteile, auf die an dieser Stelle nicht näher eingegangen werden kann. Wichtig ist hier nur, festzustellen, daß die Tourenmessung auf diesem Wege bewirkt werden kann, ohne daß eine feste Verbindung des Motors mit dem Tourenzähler besteht. Dann braucht nämlich der Pendelrahmen keine besondere Einrichtung zur rückdruckfreien und betriebssicheren Übermittlung der Tourenanzeige zu besitzen. Die sich hieraus ergebende Bedingung hat daher einen mehr negativen als positiven Charakter:

Der Pendelrahmen braucht keine besondere Einrichtung zur rückdruckfreien und betriebssicheren Vermittlung der Tourenanzeige zu besitzen, wenn der Antrieb des Tachometers nicht vom Motor abgeleitet wird.

Neben der Bestimmung der Leistung, die die Aufgabe des Pendelrahmens ist, sind bei der Prüfung der Motoren gleichzeitig eine Reihe anderer Messungen auszuführen, die an dieser Stelle jedoch nur soweit Erwähnung verdienen, als durch sie die Konstruktion des Pendelrahmens beeinflusst wird.

Hierzu gehört vor allem die Messung des Axialschubes, welcher bei Verwendung von Luftschrauben auftritt. Derselbe ist für ein bestimmtes Drehmoment und eine bestimmte Tourenzahl durch den verwendeten Propeller bestimmt. Er gibt ein Maß für die Beurteilung des Motors insofern, als er durch den Stirnwiderstand, welchen der Motor dem Winde entgegensetzt, verkleinert wird. Wir haben es hierbei mit der zweiten Wirkung des Windes auf den Motor zu tun; die erste hat als Seitenwiderstand S. 18 ff. ihre Erörterung gefunden.

Der Stirnwiderstand ist vom Schraubenzuge abzuziehen, wenn man den nutzbaren Vortrieb erhalten will. Er kann daher die Nutzleistung ebenso beeinflussen, wie die im Wirkungsgrad zum Ausdruck kommenden Verlustquellen des Motors. Es ist deshalb u. a. von Geheimrat Riedler mit Recht hervorgehoben worden, daß eine Wertung des Motors ohne Berücksichtigung seines Stirnwiderstandes nicht stattfinden kann. Der Stirnwiderstand ist durch die intensive natürliche Kühlung bedingt, soll aber die durch diese erforderliche Größe möglichst nicht überschreiten. Durch konstruktive Mittel kann der Fabrikant diese Verlustgröße mehr oder weniger geschickt beeinflussen, und für den Prüfstand ergibt sich die Notwendigkeit, das Resultat dieser konstruktiven Maßregeln zu messen. Hierzu genügt es, wenn ein kräftiger Luftstrom etwa von einer elektrisch angetriebenen Luftschraube gegen den Motor gerichtet wird und der Pendelrahmen eine geeignete Einrichtung zum Messen des auf den Motor ausgeübten Axialschubes besitzt.

Bei dieser Gelegenheit mag hervorgehoben werden, daß es wünschenswert ist, den Axial Schub auch in der entgegengesetzten Richtung messen zu können, namentlich für den Fall, daß der Motor selbst eine Luftschraube antreibt. Diese zusätzliche Meßvorrichtung gestattet dann neben dem Drehmoment des Motors auch den Schraubenzug (bzw. den Stirnwiderstand) anzugeben, eine Angabe, welche zwar die engere Aufgabe des Pendelrahmens, nämlich die Drehmomentmessung überschreitet, in den meisten Fällen aber sehr erwünscht sein wird. Es ist also zu fordern:

Der Pendelrahmen muß mit einer Vorrichtung zum Messen des auf den Motor ausgeübten Axialschubes nach beiden Richtungen hin ausgerüstet sein.

Nächst der Leistung muß für Flugmotoren das Gewicht genau bestimmt werden, da erst durch das Verhältnis beider ein Maßstab für die Überlegenheit einer Konstruktion gewonnen wird. Es sind nun folgende drei Möglichkeiten vorhanden: Entweder wird das Gewicht vor der Montage auf dem Pendelrahmen bestimmt oder nach der Montage auf dem Pendelrahmen selbst oder nach erfolgter Abmontage.

Der erste Weg hat folgende Nachteile: Bei der Montage stellt sich vielfach noch die Notwendigkeit der Anbringung des einen oder anderen Zubehörteiles heraus, während andere ev. wieder in Fortfall kommen können. Auch die den Motor unmittelbar tragenden Holme usw., deren Gewicht man häufig mitbewerten will, werden erst bei der Montage richtig zugeschnitten. Ferner besteht die Möglichkeit, daß bei der Wägung im unmontierten Zustande Teile vergessen oder absichtlich entfernt werden, welche im montierten Zustande unmittelbar vor Beginn des Prüfungsbetriebes unbedingt angebracht sein müssen.

Die Wägung nach Abschluß der Versuche trifft auf ähnliche Bedenken. Auch bei dieser können Teile vergessen oder unterschlagen werden. Ganz besonders aber ist die exakte Bestimmung des Gewichtes in Frage gestellt, wenn während der Versuche Störungen, Brüche oder Brände vorgekommen sind. Es erscheint daher durchaus notwendig, die Wägung im betriebsfertigen Zustande vor Beginn des Hauptversuches auf dem Pendelrahmen selbst vorzunehmen. Daher ergibt sich für diesen folgende Konstruktionsbedingung:

Der Pendelrahmen muß die Bestimmung des Gewichtes des auf ihm montierten Motors gestatten.

Bzüglich der Messung des Betriebsstoffverbrauches ist zu bemerken, daß diese in der Gewichtsbestimmung enthalten ist, wenn die Betriebsstoffe sich in festen Behältern des pendelnden Systems befinden. Werden sie dagegen von außen diesem zugeführt, so können die Meßvorrichtungen in den festverlegten Teilen der Leitungen angebracht werden. Besondere Schwierigkeiten für die Pendelrahmenkonstruktion entstehen hieraus nicht. Ebenso wenig aus allen übrigen Messungen, welche etwa sonst noch erwünscht erscheinen, wie die Bestimmung von Temperatur, Windgeschwindigkeit, Luftdruck usw.

C. Allgemeine Gesichtspunkte.

1. Betriebssicherheit.

Zur Betriebsfähigkeit gehört neben der Erfüllung des speziellen Maschinenzweckes, welche in den vorigen Abschnitten ausführlich behandelt wurde, noch die Betriebssicherheit. Diese spielt bei der vorliegenden Aufgabe noch eine ganz besonders beachtenswerte Rolle und zwar aus zwei Gründen:

Erstens ist der Flugmotor selbst eine verhältnismäßig betriebsunsichere Maschine. Namentlich bei Probetriebes muß mit Zerreißen der Propeller, mit Zylinderbrüchen usw. gerechnet werden. Das Bedienungspersonal ist also vor etwa vom Motor abfliegenden Teilen zu schützen.

Der Bedienungsstand soll in einiger Entfernung vom Motor außerhalb der Bewegungsebene der Luftschraube oder Windflügel hinter einer geeigneten Schutzwand liegen.

Daraus ergibt sich selbstverständlich, daß Handgriffe oder abzulesende Instrumente sich nicht in unmittelbarer Nähe des Motors befinden dürfen.

Ferner entsteht eine Gefahr dadurch, daß durch den langdauernden, erschütterungsreichen Betrieb die Verbände des Pendelrahmens gelockert werden. Es sind deshalb nur durchaus unlösbare Verbindungen anzuwenden. Schraubensicherungen durch Gegenmuttern oder federnde Unterlagsscheiben sind ungenügend:

Sämtliche Schrauben des Pendelrahmens müssen durch Splinte gesichert sein.

Des weiteren ist es sehr gefährlich, den Motor in der beim Flugzeug üblichen Weise durch Herumwerfen der Schraubenflügel von Hand anzuwerfen. Bei der hohen Lage des Motors ist hierzu ein Podium erforderlich, auf dem der Monteur niemals so sicher steht wie auf dem gewachsenen Boden des Flugfeldes. Trotzdem er auf letzterem in seinen Bewegungen völlig unbeengt ist, was auf dem Prüfstand meist nicht der Fall sein wird, sind auch dort Unglücksfälle, auch solche mit tödlichem Ausgange, nicht selten, und ist es daher schon beim Flugzeug wünschenswert, das Anwerfen mechanisch auszuführen, so ist dieses für den Prüfstand eine dringende Notwendigkeit. Eine Schwierigkeit besteht in dieser Hinsicht

nicht, wenn man den Motor mit einem besonderen Anwerfmagneten ausstattet. Diese Methode des Anwerfens hat sich bereits bestens bewährt.

2. Wirtschaftlichkeit.

Die Herstellungskosten eines Pendelrahmens sind naturgemäß um so höher, je weitergehend die Forderungen sind, die man an seine Vollkommenheit stellt. Doch bin ich der Meinung, daß in einzelnen Fällen übertrieben komplizierte und teure Anlagen erbaut worden sind, die nicht mehr leisten, als erheblich billigere anderer Konstruktion geleistet hätten. Es ist daher bei jeder Komplikation zu erwägen, ob der durch sie erreichte Vorteil in vernünftigem Verhältnis zu den aufgewendeten Mehrkosten steht. Im Betriebe stellt sich der Pendelrahmen gegenüber allen anderen Bremsvorrichtungen viel wirtschaftlicher, weil er bedeutend weniger Bedienungsmannschaft erfordert. Aus diesem Grunde beginnt er auch bei der Industrie beliebt zu werden.

Im ganzen sind drei verschiedene Verwendungsarten für ihn denkbar:

1. In der Prüfstation industrieller Firmen zum Zwecke der Kontrolle des fehlerfreien Baues, der richtigen Einregulierung und des Einlaufens in der Fabrik des Fabrikanten oder zum Zwecke der Kontrolle durch den Abnehmer;
2. in wissenschaftlichen Forschungsinstituten zur Ermittlung des Einflusses der verschiedensten Umstände auf das Verhalten der Motoren;
3. bei Gelegenheit von ausgeschriebenen Wettbewerben, zum Vergleich verschiedener Motoren in der für den Wettbewerb bestimmten Versuchsanstalt.

Man könnte daran denken, für jede dieser drei Aufgaben eine besondere Konstruktion zu entwerfen, und in der Tat sind auch die Bedürfnisse der drei Verwendungszwecke in einzelnen Punkten verschieden. So ist z. B. eine Firma, die lediglich ihre wenigen Motortypen auf dem Pendelrahmen einregulieren will, nicht genötigt, denselben auch für ganz außerordentlich angeordnete Bauarten einzurichten, wie dieses bei einer Versuchsanstalt für Wettbewerbe notwendig ist. Letztere wiederum wird auf Feinheiten der Messung verzichten können, welche nach den jeweilig geltenden Wettbewerbsbestimmungen keinen Einfluß auf die Preisverteilung haben, aber für exakte wissenschaftliche Forschungen unbedingt notwendig wären.

Es spricht jedoch eine ganze Reihe von Gründen dafür, den Pendelrahmen so zu konstruieren, daß er allen drei gedachten Zwecken genügt. Für die Prüfstände der Industrie ergibt sich der Vorteil, daß dieselben gleich zur Vorbereitung der für Konkurrenzen bestimmten Motoren benutzt werden können, wenn die Prüfstände nach denselben Prinzipien gebaut sind, wie die der Versuchsanstalt. Auch von den Resultaten der Forschungsinstitute wird die Industrie besser Nutzen ziehen können, wenn ihre eigenen Prüfstände den Vergleich mit denen dieser Institute zulassen. Die Vergleichsmöglichkeit mit den ungleich zahlreicheren Messungen der praktischen Industrie ist aber auch andererseits ein wesentlicher Vorteil für die Forschungsinstitute. Die Versuchsanstalten für Wettbewerbe ihrerseits werden in der Regel selten Selbstzweck sein, sondern sollen gleichzeitig wissenschaftlichen Zielen zustreben.

In jedem Falle aber hat die gemeinsame Konstruktion den Vorzug erhöhter Absatzmöglichkeit, wodurch ein geringerer Preis bei guter Ausführung ermöglicht wird.

Die universale Verwendbarkeit für alle Arten von Flugmotoren bedingt keine allzu großen Komplikationen. Etwas anderes ist es, wenn auch kleine Automotoren oder Luftschiffmotoren auf dem selben Stand geprüft werden sollen. Es ist dieses bei der vorliegenden Arbeit nicht vorausgesetzt. Wenn die zu messenden Drehmomente in sehr weiten Grenzen variieren, kann sich die Notwendigkeit der Verwendung von mehreren Pendelrahmen verschiedener Größen ergeben; für das Bereich von 100 bis 300 PS, in dem die heutigen Flugmotoren sich bewegen, reicht jedoch der selbe Stand jedenfalls aus.

Die wesentlichen Punkte der Bauart, welche die universale Verwendbarkeit erschweren, sind folgende:

1. Drehrichtung der Schraube. Die weitaus größte Anzahl der Flugmotoren ist für rechtsläufige Schrauben eingerichtet. (Bei dieser Gelegenheit sei die wenig bekannte Tatsache bemerkt, daß eine Luftschraube in dem selben Falle rechtsläufig ist, wenn eine Maschinenschraube rechtsläufig ist, d. h. wenn sie im Sinne des Uhrzeigers gedreht, sich von dem Beobachter fortschraubt.) Immerhin kommen auch linksläufige Schrauben vor.
2. Zylinderanordnung, rotierend oder fest, in letzterem Falle stehend oder hängend. Die Verwendbarkeit der selben Prüfungseinrichtung für diese beiden Gattungen ist ganz besonders wichtig, um die Meinungen über die Vorzüge derselben endlich zu klären.
3. Anordnung der Schraube als Druck- oder Zugschraube, ferner bei Rotationsmotoren vor oder hinter den Zylindern. Es ist sehr wenig erwünscht, wenn man beispielsweise bei Wettbewerben in dieser Beziehung besondere Vorschriften machen muß, weil dadurch Motorbauarten, welche auf eine andere Anordnung eingerichtet sind, ungerechterweise erheblichen Schaden erleiden müssen.

Es ist also zu verlangen:

Der Pendelrahmen soll zur Prüfung der verschiedensten Motorbauarten eingerichtet sein und die Drehmomentsmessung für jeden der beiden Drehsinne zulassen.

II. Bauarten.

Bevor die verschiedenen Bauarten einer Kritik unterzogen werden, soll im folgenden eine übersichtliche Zusammenstellung der im Abschnitt I aufgestellten Bedingungen gegeben werden. Die einzelnen Forderungen werden dabei numeriert, um sie während der späteren Erörterungen kurz zitieren zu können.

A. Der Prüfstand soll ortsfest sein und muß die Prüfung des Motors unter denselben Betriebsumständen gestatten, wie sie im freien Fluge herrschen.

1. Der den Motor tragende Rahmen darf nicht so starr sein, daß er die Vibration des Motors völlig verhindert. Vielmehr müssen die bei Bewegungen des Motors um wenige Millimeter auftretenden elastischen Gegenkräfte noch erheblich kleiner sein als das Gewicht des Motors.
2. Der Pendelrahmen muß für Luftschraube oder Windflügel einen ausreichenden Spielraum lassen; die Höhe der Motorachse über Fußboden muß mindestens 1,85 m betragen.
3. Der Pendelrahmen darf den Luftzug in Richtung der Motorachse nicht wesentlich behindern.
4. Der Pendelrahmen muß die Schrägstellung der Motoren nach allen Richtungen um diejenigen Winkel zulassen, welche im praktischen Flugbetriebe vorkommen.
5. Der Pendelrahmen soll tunlichst die Einschließung des Motors und der zugehörigen Windflügel in einer luftdichten Kammer gestatten, in welche jedoch nur die den Motor unmittelbar tragenden Teile des Pendelrahmens hineinragen.

B. Bedingungen mit Bezug auf die Messungen.

6. Der Pendelrahmen muß die Ableseung des erzeugten Drehmoments ungestört durch etwa auf die Drehachse wirkende Einzelkräfte gestatten.
7. Der Pendelrahmen soll die Messung des Drehmoments so gestatten, daß eine Veränderung des Hebelarmes der Auspuffrichtung mit Bezug auf die Pendelachse möglich ist.
8. Der Pendelrahmen muß zur Aufnahme einer Antriebsmaschine eingerichtet sein, welche gestattet, die Zylinder des Versuchsrotationsmotors allein anzutreiben, wobei die zugehörige Luftschraube von außen besonders betätigt wird.
9. Der Pendelrahmen hat feste Rohranschlüsse für Benzin, Öl und Kühlwasser zu tragen.

Die beiden Anschlüsse für Kühl- und -abwasser sollen möglichst dicht beieinander liegen.

10. Die Richtungen aller Leitungen sollen mit Bezug auf die Motorachse keinen oder einen genau bekannten Hebelarm ergeben.

Die Verbindung dieser Anschlußrohre mit den festverlegten Leitungen sollen elastisch und sehr nachgiebig sein.

Etwa notwendige Überläufe sind im festverlegten Teile der Leitung anzubringen.

11. Die Stützen und Wägebalken des Pendelrahmens dürfen bei einer Beanspruchung durch ein Drehmoment von 130 mkg keine erhebliche elastische Formänderung erleiden.
12. Alle Verbindungen des Pendelrahmens müssen so fest sein, daß Verlagerungen während des Betriebes ausgeschlossen sind.
13. Die Unempfindlichkeit im Betriebszustande soll $\frac{1}{3}\%$ nicht übersteigen.
14. Falls die Prüfung nicht bei verschiedenen Tourenzahlen stattfinden soll, ist eine geeignete Rüttelvorrichtung anzubringen.
15. Das Trägheitsmoment des pendelnden Systems mit Bezug auf die Pendelachse soll möglichst groß sein.
16. Die steifen, nicht etwa auch die elastischen, beweglichen Konstruktionsteile des Pendelrahmens sind durch starre Verbindungen an eine wirksame Flüssigkeitsdämpfung anzuschließen.
17. Der Pendelrahmen braucht keine besondere Einrichtung zur rückdruckfreien und betriebssicheren Vermittlung der Tourenanzeige zu besitzen, wenn der Antrieb des Tachometers nicht vom Motor abgeleitet wird.
18. Der Pendelrahmen muß mit einer Vorrichtung zum Messen des auf den Motor ausgeübten Axialschubes nach beiden Richtungen hin ausgerüstet sein.
19. Der Pendelrahmen muß die Bestimmung des Gewichtes des auf ihm montierten Motors gestatten.
- C. Bedingungen nach allgemeinen Gesichtspunkten.
20. Der Bedienungsstand soll in einiger Entfernung vom Motor außerhalb der Bewegungsebene der Luftschraube oder Windflügel hinter einer geeigneten Schutzwand liegen.
21. Sämtliche Schrauben des Pendelrahmens müssen durch Splinte gesichert sein.
22. Der Pendelrahmen soll zur Prüfung der verschiedensten Motorbauarten eingerichtet sein und die Drehmomentsmessung für jeden der beiden Drehsinne zulassen.

A. Pendelrahmen mit axialer Lagerung.

Die Messung des Drehmoments von Kraftmaschinen mittels pendelnder Aufstellung hat historisch ihren Ausgang genommen von den Dynamomaschinen mit pendelndem Pohlgehäuse. Diese stellten insofern einen erheblichen Fortschritt dar, als sie die direkte Bestimmung unter Ausschaltung der durch die elektrischen Wirkungsgrade bedingten Meßfehler gestatteten. Über die Entwicklung der Leistungsmessung mittels Pendeldynamos findet man näheres in dem Aufsätze von Langer und Finzi, Z. d. V. D. I. 1914, Nr. 2. Solche Dynamomaschinen haben auch zur Prüfung von Flugmotoren eine gewisse Verbreitung gefunden, und da sie gewissermaßen Vorläufer der Pendelrahmen darstellen, sei hierüber folgendes Nähere mitgeteilt:

Die bereits erwähnte Royal Aircraft Factory besitzt eine Dynamomaschine zur Bremsung von Flugmotoren, deren Pohlgehäuse auf zwei Zylindersegmenten ruht, welche in Schneiden gelagert sind. Der Automobilclub of America hat 1910 eine große Prüfanlage für Verbrennungsmotoren geschaffen, die im »Horseless age« als »the most up to date power measuring machine in the world« gefeiert wird. In Deutschland und Frankreich werden ähnliche Maschinen vielfach benutzt, so z. B. von der Firma Lanz und der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. Die Bremsdynamo der letzteren hat besonders große Abmessungen und ist eine Spezialkonstruktion der Firma Dr. Max Levy in Berlin.

An diese Maschinenart lehnen sich die Pendelrahmen mit axialer Lagerung mehr oder weniger an, insbesondere tun dies diejenigen, welche weiter unten in der ersten Gruppe behandelt werden. Alle Pendelrahmen mit axialer Lagerung haben den Vorteil, daß sie die Forderung 6 vollkommen erfüllen und dieser Vorteil ist so in die Augen springend, daß man sich zunächst versucht fühlt, die axiale Lagerung für die einzig richtige zu halten. Bedenkt man aber, daß damit noch lange

nicht alle Bedingungen der korrekten Messung erfüllt sind, ferner, daß die Nachahmung des wirklichen Betriebszustandes durch diese Anordnung sehr erschwert wird, so wird man gern auf die axiale Lagerung verzichten, wenn es auch auf andere Weise möglich ist, die Bedingung 6 zu erfüllen. Daß dieses der Fall ist, werden wir weiter unten sehen.

Die Ausführungsformen dieser Gruppe können wir in drei Untergruppen einteilen. Bei der ersten findet die Pendelung um zwei Lager statt, bei der zweiten nur um ein Lager, bei der dritten Gruppe sind wirkliche Lager in der Motorachse überhaupt nicht vorhanden. Es wird vielmehr durch geeignete kinematische Elemente das pendelnde System so geführt, als wenn es in der Motorachse gelagert wäre.

1. Lager vor und hinter dem Motor.

Die Anordnung, bei der sich sowohl vor als auch hinter dem Motor ein Lager des Pendelrahmens befindet, ist die naheliegendste und auch die mit den geringsten Mitteln zu verwirklichende. Sie war daher bis vor kurzem die einzige, welche in einer größeren Anzahl von Ausführungen Eingang in die Praxis gefunden hat. Während das hintere Lager ein gewöhnliches Zapfenlager sein kann, muß der Zapfen des vorderen Lagers hohl sein, um der Kurbelwelle des Motors den Durchtritt zu gestatten.

Eines solchen Pendelrahmens bediente sich bereits vor mehreren Jahren der Luftschiffbau »Zeppelin« in Friedrichshafen zur Prüfung der Maybach-Motoren (vgl. Zeitschrift für »Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« 1911, Heft 21).

Desgleichen benutzte die Firma Benz in Mannheim dieses System. Die Konstruktion, deren Urheber die Ingenieure Berger und Lehbeck waren, ist in Fig. 12 dargestellt.

Fig. 13 und 14 zeigen photographische Aufnahmen des Prüfstandes mit einem darauf montierten Motor.

Auch die N. A. G. hatte neben festen Prüfständen einen solchen Pendelrahmen in ihrem auf dem Flugplatz Johannisthal belegenen Versuchsständen in Betrieb (vgl. die Figur in »Technik und Wirtschaft«, Jahrg. 1913, Heft 7). Derselbe war von den Chronoswerken geliefert und später an Ort und Stelle umgebaut worden. Ähnliche, mehr oder minder primitive Einrichtungen finden sich noch mehrfach in der Industrie.

In der Kgl. Sächs. Mechanisch-technischen Versuchsanstalt hat Professor Scheit neben einem einfachen, den oben beschriebenen Einrichtungen ähnlichen Bremsstande, eine Prüfungseinrichtung erprobt, welche gestattet, den Motor zusammen mit dem Flugzeuge zu untersuchen. (Vgl. Deutsche Luftfahrer-Zeitschrift, Bd. XVI, Heft 8 und Allgemeine Automobil-Zeitung 1912, Nr. 18.)

Neuerdings hat Professor Scheit eine Abart des einfachen Pendelrahmens entwickelt, welche zum direkten Einbau in das Flugzeug bestimmt ist. (Vgl. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1914, Heft 6.)

Die Konstruktion von Scheit ist die einzige dieser Gruppe, welche den Versuch macht, die Forderung der Nachahmung des wirklichen Betriebszustandes zu erfüllen, und in der Tat wird auch eine bemerkenswerte Annäherung, namentlich in der Erfüllung der Forderungen 1 und 2 erreicht. Ungenügend ist dagegen auch bei diesem Prüfstande die Erfüllung der Forderungen 3 und 4, während 5 vollständig ausgeschlossen ist. Alle übrigen der genannten Konstruktionen verzichten von vornherein auf jede Nachahmung des Flugbetriebes. Die Prüfung auf ihnen hat also nur einen sehr bedingten Wert.

Besonders ungünstig verhalten sich die meisten Pendelrahmen dieser Gruppe bei der Aufnahme der Erschütterungen (Ford. 1). Als typisch kann das Verfahren der N. A. G. mit ihrem Prüfstande gelten. Die Beanspruchungen der den Motor tragenden Walzeisen durch die Vibrationen waren so stark, daß das Material überbeansprucht wurde. Anstatt nun den Motor durch elastischere Lagerung ausschwingen zu lassen, suchte man durch Verstärkung der Walzeisen die Erschütterungen zu verhindern. Die Folge war davon, daß nunmehr der Rahmen ganz starr blieb, dafür aber die Kugelpendelager die Stöße, denen sie nicht gewachsen waren, aufnehmen mußten.

Zur Erfüllung der für eine exakte Bestimmung notwendigen Forderungen 8 bis 10 machen diese einfachen Konstruktionen meist ebenfalls keine Anstalten. Dagegen ist die Festig-

keit (Ford. 11) stets ausreichend, meist sogar übertrieben (vgl. oben). Die Empfindlichkeit ist leidlich gut, da die Reibung wegen der geringen Anzahl der vorhandenen Lager klein ist, erreicht jedoch nicht die Empfindlichkeit von Pendelrahmen mit Schneidenlagerung.

Ein Maß für den Reibungswiderstand kann man sich schaffen, wenn man den »mittleren« Radius der Traglager angibt. Bei der Berechnung dieses »Reibungsradius« ist jedes Lager mit dem Wertungsfaktor heranzuziehen, der seinem Anteil an der Last entspricht. Für die abgebildete Konstruktion der Firma Benz ergibt sich ein Reibungsradius von

ca. 55 mm. Die Verkleinerung durch Anwendung von Kugellagern ist dabei nicht berücksichtigt. Es sei hierbei jedoch darauf hingewiesen, daß der Reibungsradius allein kein Maß für die Empfindlichkeit einer Konstruktion ergibt, denn die die Lager belastenden Drücke fallen bei den verschiedenen Anordnungen sehr verschieden aus.

Die sehr erwünschte Dämpfung durch die Trägheit des Systems ist gering, weil die Massen sich um die Pendelachse selbst zusammendrängen. Um so mehr muß bei diesen Bauarten auf sorgfältige Erfüllung der Forderung 16 (Flüssigkeitsdämpfung) gesehen werden.

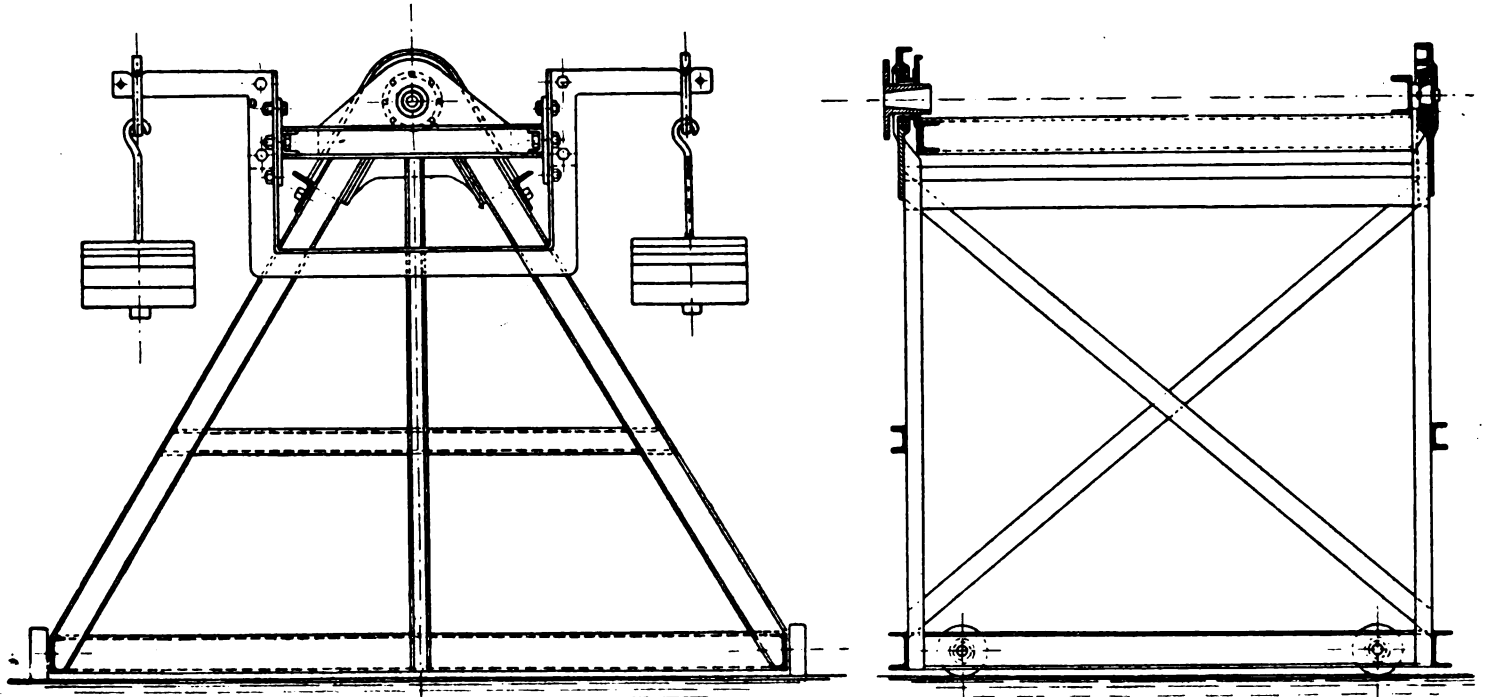


Fig. 12.

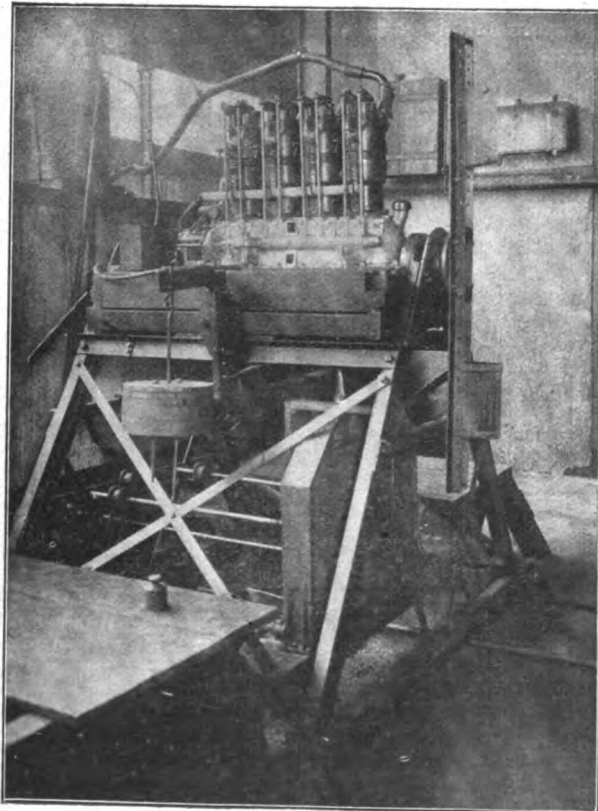


Fig. 13.

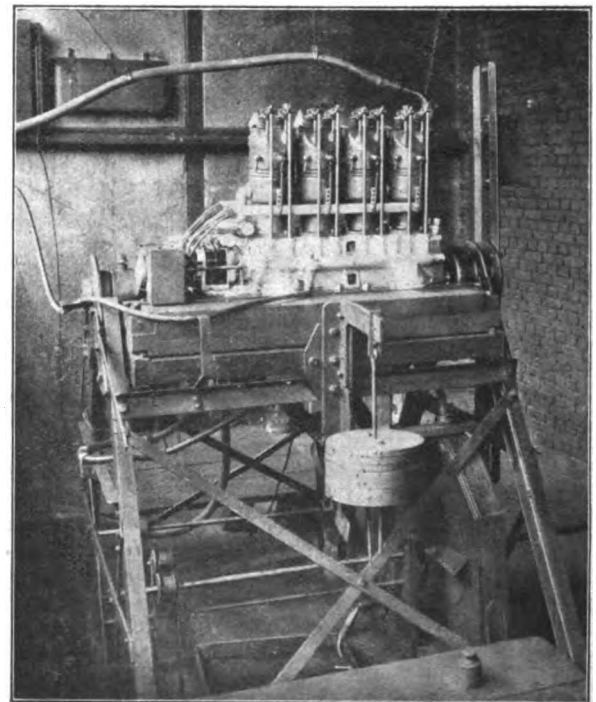


Fig. 14.

Bei sorgfältiger Ausführung können wahrscheinlich leidlich genaue Meßresultate erzielt werden, wenigstens stellt der Luftschiffbau »Zeppelin« eine größte Abweichung von 1,4 % zwischen der Pendelrahmenmessung und elektrischer Bremsung fest. Inwieweit freilich die elektrische Bremsung fehlerfrei war, läßt sich nicht ohne weiteres angeben. Exakte wissenschaftliche Bedürfnisse kann diese Genauigkeit in keinem Falle befriedigen. Vielleicht läßt sich jedoch die Genauigkeit dieser Bauart bis auf die guter Pendeldynamos gleicher Anordnung steigern. Für diese gibt die Firma Dr. Max Levy die Genauigkeit zu $\frac{1}{2}$ % an.

Die Messung des Axialschubes erfordert eine Beweglichkeit des Motors in der Fahrtrichtung. Diese kann durch Fahrbarkeit des ganzen Standes, wie bei Benz, oder nur des den Motor tragenden Teiles, wie bei den festen Prüfständen der N.A.G., oder durch Drehbarkeit um eine Querachse, wie bei Professor Scheit, erreicht werden. Alle diese Anordnungen, sowie die bei anderen, später zu besprechenden Bauarten angewandten Möglichkeiten entsprechen den aus der Erprobung von Luftschrauben bekannten Konstruktionsdetails. Es handelt sich hierbei ja auch eigentlich mehr um eine Prüfung der Luftschraube als des Motors, weshalb hier auf ein näheres Eingehen verzichtet werden kann. Über die entsprechenden Einrichtungen zur Prüfung von Propellern findet man Ausführliches im Buche von Bejeuhr »Die Luftschrauben«.

Das Wiegen des Motors auf dem Rahmen selbst ist nicht möglich (Ford. 19), dagegen ist es leicht, die Wägung des Drehmoments für den umgekehrten Drehsinn vorzunehmen. Die meisten Pendelrahmen besitzen Gewichtsschalen auf beiden Seiten.

Der Schutz des Bedienungspersonals wurde bei den Versuchsständen der N.A.G. sehr zweckmäßig durch elastische Wellblechwände erreicht. Diese bewähren sich besser als starre Holzwände.

2. Lager hinter dem Motor.

Den auffälligsten Mißstand der vorigen Konstruktionsgruppe bildet das Hohlzapfenlager vor dem Motor. Die das Lager tragenden Konstruktionsteile stören die Luftbewegung und erschweren auch sonst die Erfüllung der Forderungen A. Dazu kommt, daß der Reibungsradius dieses Lagers verhältnismäßig groß wird. Es erscheint daher durchaus wünschenswert, das vordere Lager fortzulassen und nur das hintere Lager zu benutzen. Das ist dann möglich, wenn man die Rahmenkonstruktion über das hintere Lager hinaus verlängert und diese Verlängerung so stark belastet, daß das Gewicht des vorderen Teiles mit dem Motor in der Schwebe gehalten wird. Freilich muß dann die ganze Konstruktion erheblich stärker gehalten werden, und der Raumbedarf sowohl wie die Kosten werden sehr beträchtlich. Es sind dieses auch die Gründe, weshalb ich diese Möglichkeit bei der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt nicht befürwortet habe. Sie stand vor Ausführung des später bekannt gewordenen Pendelrahmens zur Erwägung.

Erfreulicherweise hat man jedoch an anderer Stelle die sehr bedeutenden Kosten nicht gescheut. Das Versuchsfeld von Geheimrat Riedler an der Technischen Hochschule zu Charlottenburg hat daher seit Ende 1912 eine solche Einrichtung im Betriebe.

Eine Beschreibung dieses Versuchsstandes befindet sich in der Technischen Rundschau vom 17. Dezember 1913. Die Bauart ist Gegenstand des dem Dr.-Ing. Becker im September 1913 erteilten Patentes.

Ihr Hauptvorzug besteht in der elastischen Ausgestaltung des Rahmens, die die Erfüllung der Forderung 1 ermöglicht. Freilich erscheint es nach den Ausführungen im ersten Teile richtiger, den Motor möglichst allein schwingen zu lassen und nicht erst auf einem schweren Rahmen starr zu montieren. Auch möchte der Verfasser die Erzeugung der Elastizität durch Holzholme für richtiger halten als die durch Pneumatikreifen.

Es scheint jedoch, daß die mit der axialen Lagerung regelmäßig verbundenen Mängel, nämlich Störung der Luftbewegung und geringes Trägheitsmoment, trotz des so bedeutenden Aufwandes an Kosten und Raum, welcher diese Konstruktion vor allen anderen auszeichnet, nicht völlig beseitigt werden konnten.

Ein abschließendes Urteil wird man sich selbstverständlich erst nach der Veröffentlichung von Versuchsergebnissen bilden können.

Mit der Riedlerschen Bauart hat der neue Pendelrahmen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, der in zehn Exemplaren für den Dauerlauf beim zweiten Motorenwettbewerb verwendet werden sollte, den nach vorn hervorragenden Aufbau für den Motor und die Erzeugung der Elastizität durch Zwischenschaltung von Pneumatikreifen gemeinsam. Ein weiterer Fortschritt ist dadurch erreicht,

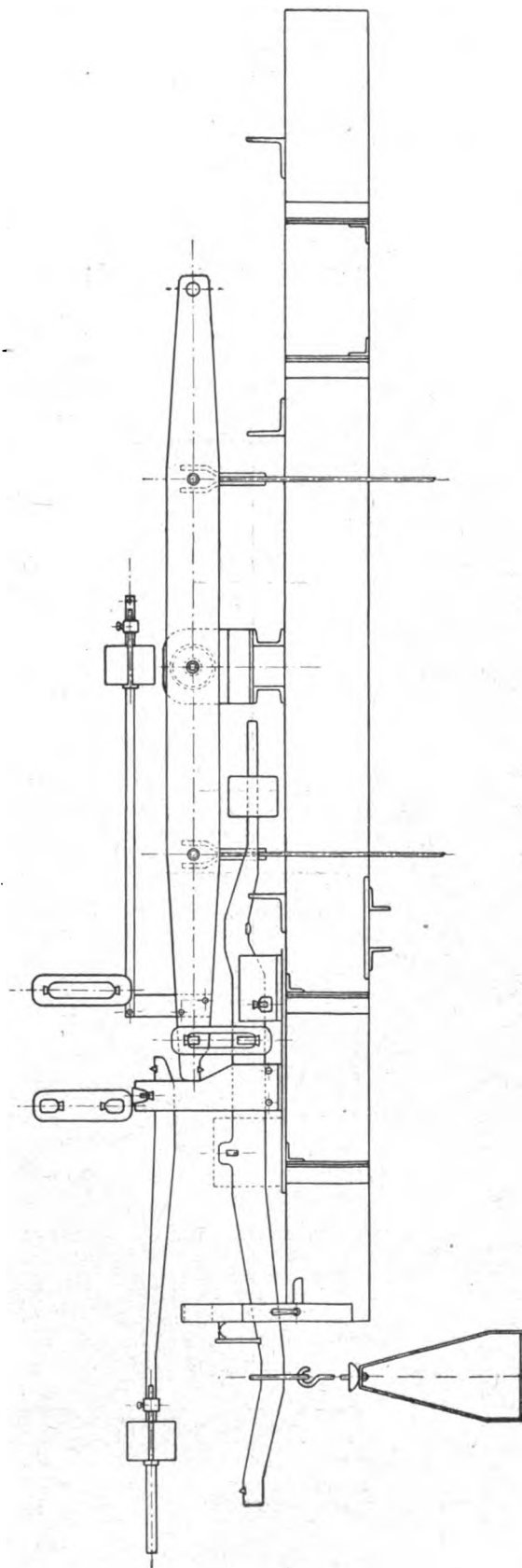


Fig. 15.

daß der Motor in ein Gehäuse eingekleidet ist, das einem Flugzeugrumpfe ähnelt und mit einer wesentlich geringeren Masse gekoppelt ist.

Die Konstruktion, welche von Seppeler stammt, hat

eine gewisse Verbreitung über das Reich erlangt. Eigene Erfahrungen über dieselbe besitzt der Verfasser nicht. (Vgl. Seppeler, Jahrbuch der wiss. Gesellsch. für Luftfahrt 1914 u. 1915.)

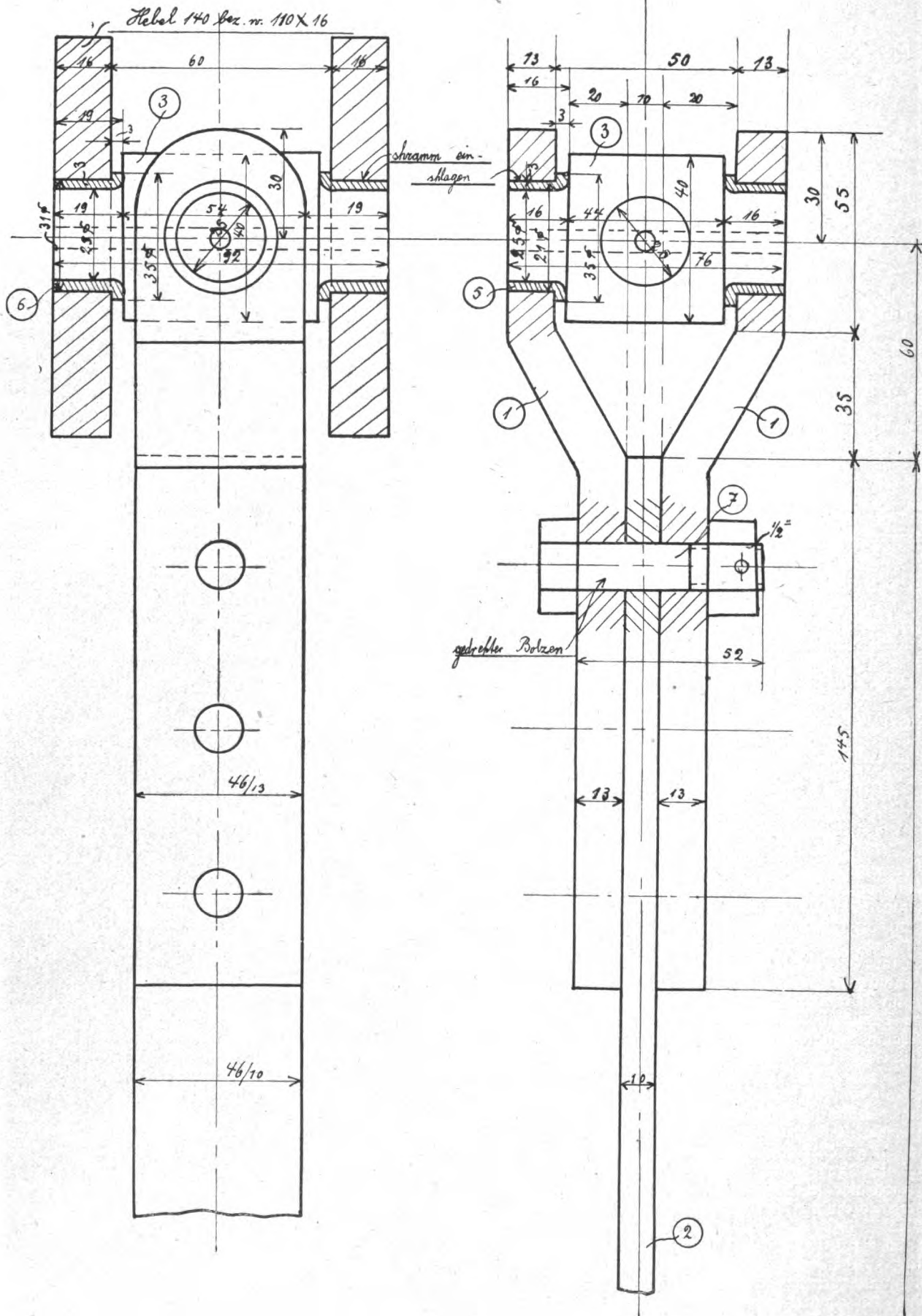


Fig. 16.

Leider ist auch bei dieser Bauart auf die Erfüllung wichtiger Forderungen wie 4 und 5 verzichtet worden, so daß zur Ergänzung immer die Prüfung auf anderen Prüfständen notwendig ist. Hierfür können allerdings teilweise die im folgenden Abschnitte beschriebenen Versuchsstände benutzt werden.

8. Pendelung um eine ideale Achse.

Wenn keine der beiden in den ersten Abschnitten erörterten Anordnungen genügt, liegt das Problem folgendermaßen: Die Bewegung des Systems um die Motorachse soll erzwungen werden, ohne daß Führungslager in der Motorachse selbst liegen. Nachdem also im zweiten Abschnitt auf das vordere Lager verzichtet worden ist, fällt nunmehr auch noch das hintere fort.

Dem in der Kinematik Bewanderten wird unschwer eine Reihe von Möglichkeiten zur Lösung dieses Problems einfallen. Praktische Gestaltung hat jedoch bisher nur diejenige gewonnen, welche der Konstruktion der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt zugrunde liegt. Diese ist in der Z. d.

V. D. I. am 16. November 1912 beschrieben. Die dort wiedergegebene Abbildung des Pendelrahmens ist stark schematisiert, wodurch leider ein sehr wesentliches Detail, nämlich der Hebel für die Reduktion der Meßgewichte mit dem auswechselbaren Gestänge für die Prüfung in beiden Drehrichtungen (Ford. 22) in Fortfall kommt. Ich gebe daher als Ergänzung in Fig. 15 eine Abbildung des oberen Wagebalkens, wie er ursprünglich wirklich ausgeführt wurde. Fig. 16 zeigt eines der acht an den Hängestangen verwendeten Cardangelenke. Die Ausführung der Hauptteile geschah durch die Firma A. Dinse in Reinickendorf.

Der kinematische Ersatz der axialen Lagerung durch sog. Bewegungsparallelogramme ist der Deutschen Versuchsanstalt durch D.R.P. geschützt worden. Bezüglich dieses Prinzips, sowie des Begriffes »Bewegungsparallelogramm« verweise ich auf die von mir seinerzeit ausgearbeitete und am 15. Mai 1913 erschienene Patentschrift Nr. 259924.

Die Konstruktion sucht soweit als möglich die Prüfung unter natürlichen Bedingungen zu ermöglichen.

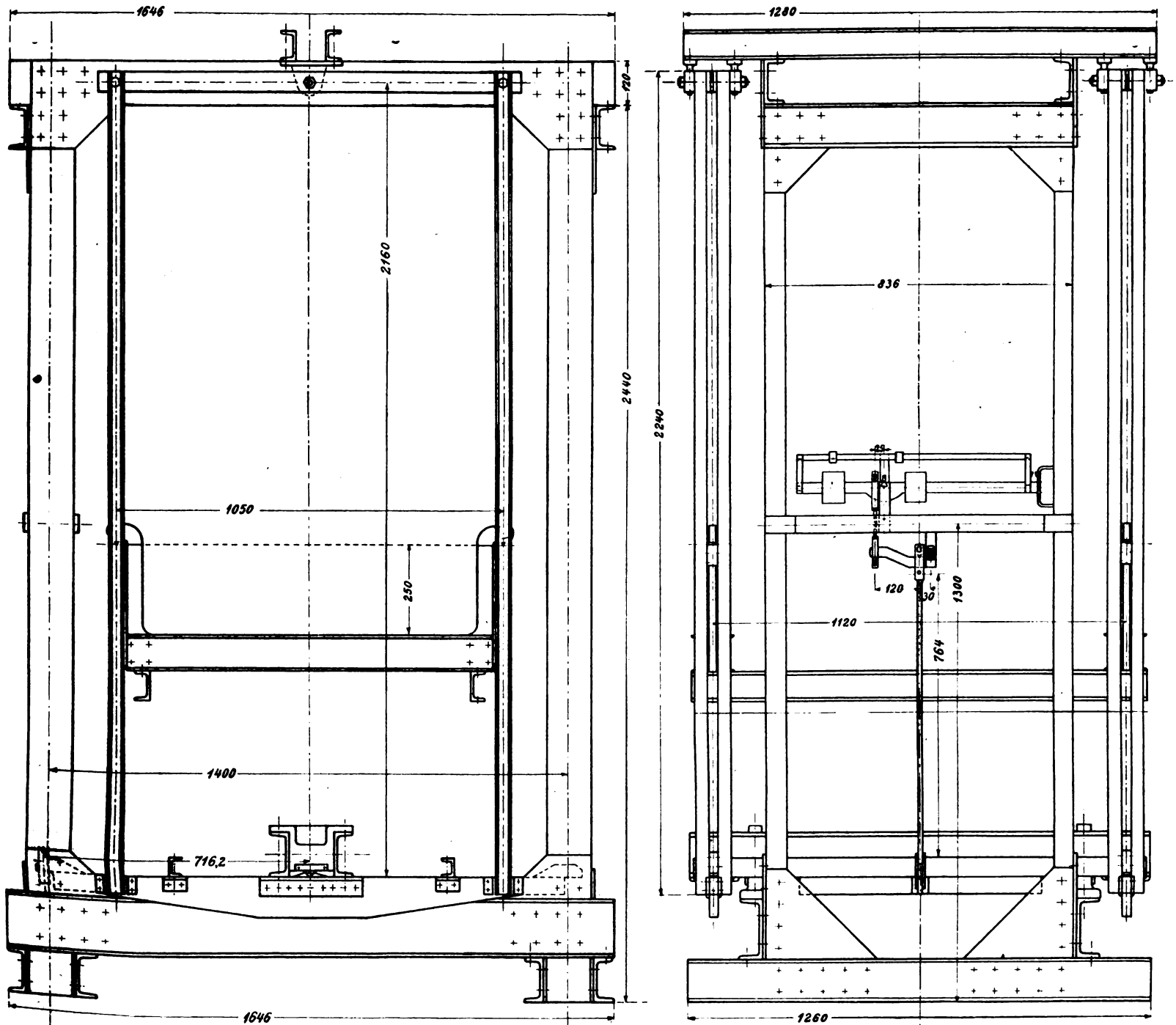


Fig. 16 a.

Dieses Ziel ist zwar nicht völlig erreicht worden. Immerhin stellte die Anlage der Deutschen Versuchsanstalt insofern einen Fortschritt dar, als in Deutschland zum ersten Male im größeren Maßstabe an die Lösung dieses Problems herangetreten wurde.

Der Rahmen besitzt infolge seiner Aufhängung an den vier dünnen Stangen eine erhebliche Elastizität.

Richtiger wäre es freilich gewesen, die Möglichkeit zum Ausschwingen dem Motor allein zu geben, während er mit dem massiven Rahmengestelle und den hölzernen Montagebalken starr verbunden war. Auch waren die Pendelstangen immer noch nicht elastisch genug, um die Vibrationen derjenigen Motoren, welche besonders große Erschütterungen zeigten, ohne dauernde Formänderung auszuhalten. Bei solchen Motoren gerieten sie in saitenartige Schwingungen, deren Amplitude ein Maß für die Stärke der Erschütterungen abgeben konnte. Die Forderung 1 war demnach bis zu einem gewissen Grade erfüllt.

Eine noch günstigere Anordnung wurde für die sog. Nachversuche geschaffen. Bei diesen wurden die massiven Holzbalken durch schwächere mit Durchbrüchen versehene Traghölzer ersetzt. Diese schwächere Konstruktion war als Verschlechterung der Prüfungsbedingungen gedacht, während sie nach den Ausführungen im ersten Teile die Prüfung erleichtern mußte. Es zeigte sich dementsprechend auch, daß keiner der Motoren bei der Nachprüfung größere Schwierigkeiten hatte als beim Hauptversuch. Diese Erleichterung war allerdings nicht sehr bedeutend, da die Elastizität des Aufbaues nur wenig verbessert wurde.

Die Luftschraube hatte ausreichenden Spielraum (Ford. 21), der Luftzug war nicht wesentlich stärker behindert als im Flugzeuge (Ford. 3), was den wesentlichsten Vorzug der Bauart bildet.

Die Schrägstellung konnte nach vorn und hinten um 15° bzw. 10° im Betriebe vorgenommen werden. Für den damaligen Stand der Flugtechnik, die noch nicht die „Looping the Loop-Flüge“ kannte, war diese Neigung zweifellos ausreichend. Ein Mangel lag darin, daß dem Motor keine erhebliche Schrägstellung nach der Seite gegeben werden konnte. Eine Einrichtung dafür hätte die Bauart ohne weiteres zugelassen, sie war aber in den Wettbewerbsbestimmungen nicht verlangt worden.

Die Messung des Drehmoments schloß leider nicht alle Fehlerquellen aus. Zwar waren die störenden Einzelkräfte (Ford. 6) dadurch ausgeschaltet, daß die ideelle Pendelachse mit der Motorachse zusammenfiel, aber die Berücksichtigung der Auspuffreaktion (Ford. 7) war nicht vorgesehen (vgl. S. 17).

Die Unempfindlichkeit war erheblich, was sich aus folgenden Umständen erklärt: Die Anordnung verlangt, daß das gesamte Gewicht des Motors einschließlich des schrägen Pendelrahmens dreimal von Lagern getragen wird, nämlich erstens von den vier unteren Zapfenlagern der Hängestangen, zweitens von den vier oberen und drittens von den festen Lagern der Wagebalken. Zwar sind die Reibungsradien der Zapfenlager (Fig. 16) geringer als bei den im ersten Abschnitt beschriebenen Anordnungen, aber ihre erste Ausführung als Gleitlager gleicht diesen Vorteil mindestens aus. Später sind die Zapfen durch Schneiden ersetzt worden, wodurch eine größere Empfindlichkeit erzielt wurde.

Das Trägheitsmoment aller bewegten Teile ist bei dieser Anordnung etwas größer als bei den vorher erörterten. Daher konnte teilweise auf die Flüssigkeitsdämpfung verzichtet werden, die nicht immer zur Zufriedenheit arbeitete. Dieselbe war an dasjenige Ende des Hauptwagebalkens angeschlossen, welches dem Wägestänge gegenüberlag. Die zwischen ihr und dem Rahmen sowie auch der Wägestelle liegenden Konstruktionsteile vereitelten jedoch durch ihre Elastizität größtenteils die beabsichtigte Wirkung.

Ebenfalls schlecht bewährt hat sich das Getriebe, welches zur Übertragung der Tourenanzeige auf ein Tachometer und auf einen registrierenden Tourenzähler diente. Die damit verknüpften Mißstände werden jedoch leicht durch Benutzung eines stroboskopischen Tourenzählers vermieden werden.

Die Axialschubmessung ist durch die Ausbildung der Stangenlager als Cardangelenke in befriedigender Weise er-

möglicht. Ausgeschlossen ist dagegen auch bei dieser Anordnung die Wägung des fertig montierten Motors.

Die allgemeinen Forderungen (C) bieten zu Beanstandungen keinen Anlaß.

Im Anschluß an die Veröffentlichung dieser Konstruktion hat Madelung in der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt auf eine andere Möglichkeit aufmerksam gemacht, die Bewegung um die Motorachse kinematisch zu erreichen, ohne übermäßig viele Lagerstellen zu benutzen. Der Vorschlag ist theoretisch interessant, bietet aber konstruktive Nachteile, welche Professor Bendemann zum Teil in der nächsten Nummer der genannten Zeitschrift hervorgehoben hat. Richtig ist es, wenn Madelung betont, daß es für eine korrekte Messung in der Nulllage genügt, wenn das momentane Drehzentrum mit der Motorachse zusammenfällt. Die Anordnung der Deutschen Versuchsanstalt besitzt jedoch nicht nur momentan, sondern dauernd die richtige Pendelachse, was die praktische Ausführung korrekter Messungen erheblich erleichtert.

Um eine ideelle Achse pendelt auch der Pendelrahmen, den Professor Baer im Maschinenlaboratorium der Technischen Hochschule zu Breslau erbaut hat. Die Anordnung dieses Pendelrahmens ist aus der in Fig. 16a dargestellten Vorderansicht zu erkennen. Fig. 16b zeigt die kinematischen Elemente des Bewegungsmechanismus in schematischer Darstellung.

Die Pendelung um die Motorachse wird ebenso wie bei der Deutschen Versuchsanstalt durch Bewegungsparallelogramme erreicht. Doch ist die konstruktive Ausbildung dieses Grundprinzips eine wesentlich andere und einfachere, indem nur ein vertikales Doppelparallelogramm ausgebildet wurde.

Da der Prüfstand in erster Reihe der Prüfung von Automotoren dienen soll, ist darauf verzichtet worden, die festen Konstruktionsteile so weit vom Motor zu entfernen, daß der Strahl einer Luftschraube ungehindert hindurchblasen könnte. Auch ist die Höhe der Motorwelle über Fußboden für den Betrieb einer normalen Luftschraube zu gering. Es ist jedoch ohne weiteres möglich, dieselbe Konstruktion auch für einen Prüfstand von Flugmotoren anzuwenden, wenn man die Abmessungen in der notwendigen Weise vergrößert.

Die meßtechnischen Vorzüge der Bauart sind bedeutend. Hauptsächlich durch die zweckmäßige Ausbildung aller wesentlich belasteten Gelenke als Schneidenlager und durch zweckmäßige Anordnung der Schneiden und Pfannen ist eine hohe Empfindlichkeit und dauernde Genauigkeit der Meßanzeige erreicht worden.

Die Laufgewichtswägung gestattet die bequeme Messung von Drehmomenten beider Drehsinne, dürfte jedoch für die Prüfung der gefährlichen Flugmotoren etwas zu nahe am Motor liegen.

Die Bauart ist als Gebrauchsmuster geschützt worden. Näheres über dieselbe findet sich in der Z. d. V. D. I. vom 12. September 1914. (Schluß folgt.)

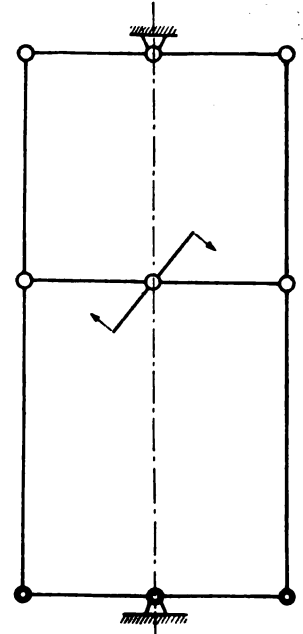


Fig. 16b.

Ausstellungen.

„Delka“ deutsche Luftkriegsbeute-Ausstellung.

Am 14. Februar wurde in den Ausstellungshallen am Tor in Berlin die „Delka“ eröffnet. Schirmherr der Ausstellung ist Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen, Ehrenvorsitzender der Kommandierende General der Luftstreitkräfte, Exzellenz Generalleutnant von Höpner.



Fig. 1.

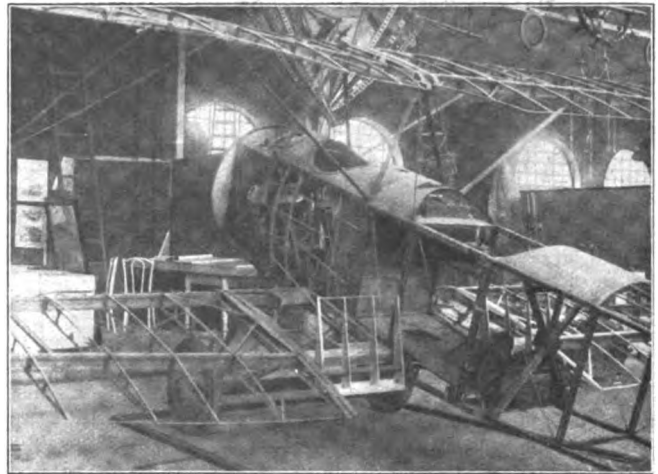


Fig. 3.

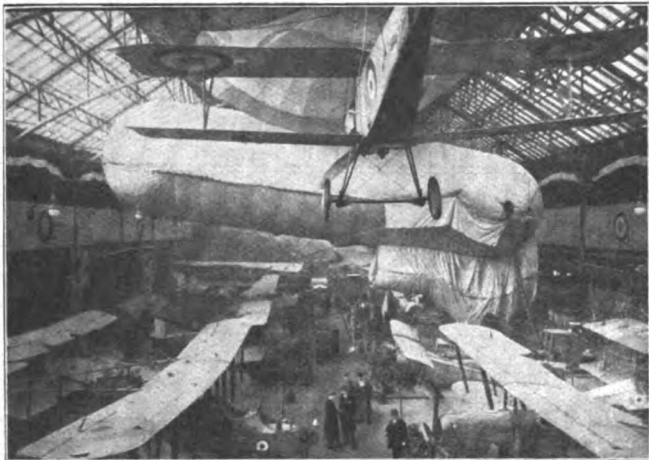


Fig. 2.

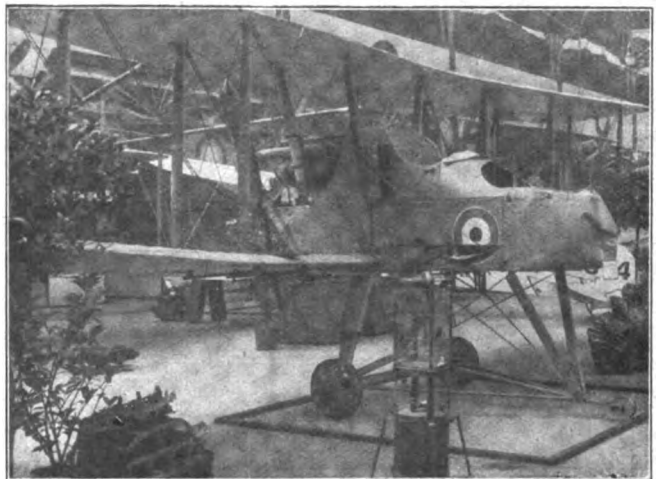


Fig. 4.

Dem Arbeitsausschuß gehören unter andern der Inspekteur der Fliegertruppen Major Hilpert und Prof. Dr.-Ing. Bendemann, unser Redaktionsmitglied, an. Die Ausstellung soll bis Mitte April ds. Js. geöffnet bleiben. Sie soll einen Überblick gewähren über unsere Luftkriegsbeute. Daher sind nicht nur alle Arten von Luftfahrzeugen ausgestellt, sondern auch die Waffen der Luftfahrzeuge und zu ihrer Bekämpfung, ferner Navigationsapparate und die sonstige Ausrüstung der Luftfahrzeuge. Die interessantesten Ausstellungsobjekte sind die französischen und englischen Flugzeuge, eine französische Luftschiffgondel (Luftschiff »Alsace«) und ein russischer Fesselballon mit voller Ausrüstung. Interessant sind die Beutestücke unserer Marineflieger, wie z. B. Teile des Sperrnetzes aus dem Kanal, Seeminen und Wasserflugzeuge.

Obwohl nur ein kleiner Teil unserer Luftbeute ausgestellt wurde, ist die Fülle der Ausstellungsobjekte zu groß für den Raum, die Flugzeuge stehen daher etwas zu dicht. Es sollen noch weitere interessante Flugzeuge, wie z. B. das vor kurzem erbeutete englische Riesenflugzeug, hinzukommen. Obenstehende Figuren zeigen Blicke nach beiden Seiten der Ausstellungshalle und zwei englische Doppeldecker, davon der eine (Martinside) mit Luftbremsen. Die interessanten Ausstellungsobjekte werden noch in einem späteren Bericht beschrieben werden. Der Besuch der Ausstellung ist allen Fachleuten zu empfehlen. Zu loben ist der von der Geschäftsstelle des »Luftfahrerdank« (Dir. Muffarth) zusammengestellte, von Richard Braunbeck verlegte Katalog. A. V.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

46c, 24. L. 36572. Enrico Garda, Paris. Vertr.: J. Plantz. Pat.-Anw., Trier. Drehvorrichtung für Explosionskraftmaschinen, A. 29. 4. 13. E. 25. 3. 17.

47d, 12. L. 43427. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Sicherung für Spannschlösser. A. 23. 8. 15. E. 25. 3. 17.

54g, 12. R. 43381. Patent-Erwirkungs- und Verwertungsgesellschaft R. Ey & Cie., Mülhausen i. Els. Leuchtzeichen. A. 26. 6. 16. E. 22. 3. 17.

77h, 6. D. 32790. Deutsche Automaten-Handels-Gesellschaft m. b. H., Berlin. Propellernabe. A. 2. 8. 16. E. 5. 5. 1917.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Deutschland und Mitteleuropa. Grundzüge und Lehren unserer Politik seit der Errichtung des Deutschen Reiches von Heinrich Theodor List. Verlag Dietrich Reimer (Ernst Vohsen), Berlin SW. 48. Quart. 114 S. Preis geheftet M. 2,80. — Sonderausgabe: Grundzüge der deutschen Auslandpolitik. Geh. M. 1,50.

Diese Broschüre ist von einem mit den wirtschaftlichen und politischen Verhältnissen der Gegenwart besonders gut vertrauten Autor verfaßt. Durch die knappe Zusammenfassung des Stoffes wird das Werk auch demjenigen, der sich mit den wirtschaftspolitischen Forderungen des Tages nicht so sehr beschäftigt, willkommen sein. Am wichtigsten ist der erste Teil; eine Erörterung der

Grundzüge der deutschen Auslandspolitik seit Errichtung des Reiches. Dieses Kapitel wird im Hinblick auf die Wichtigkeit des behandelten Stoffes auch als Sonderabdruck abgegeben. Der Verfasser schildert die weltpolitischen Gestaltungen seit dem Jahre 1871 in gedrängter Kürze. Dabei werden u. a. alle Vorgänge der auswärtigen Politik, die für das Verständnis der Gegenwart wichtig sind, kurz gestreift. Der letzte Abschnitt gibt eine Übersicht über die Politik in der Zeit vom Jahre 1908 bis zum Ausbruch des Weltkrieges.

Im Anschluß an die Erörterung der auswärtigen Politik sucht der Verfasser aus der Vergangenheit und der Gegenwart die Lehren für die Zukunft zu ziehen, soweit es zurzeit möglich ist.

In dem Kapitel »Deutschlands wirtschaftliche Entwicklung und Lage« gibt der Verfasser eine Übersicht über das allmähliche Eintreten Deutschlands in die Weltwirtschaft. Zum Schluß werden die Vorteile, die ein Zusammenschluß der Zentralmächte bietet, geschildert.

Das Buch eignet sich zur Versendung ins Feld, um unseren Feldgrauen einen Überblick über die weltpolitischen Zusammenhänge der Gegenwart zu geben und über die Ziele, um welche jetzt gekämpft wird, aufzuklären.

Das Warenumsatz-Stempelgesetz nebst amtlichen Auslegungen und gemeinverständlichen Erläuterungen von Handelslehrer P. Ch. Martens. 1917. Gesetzverlag L. Schwarz & Comp., Berlin S. Kl.-Oktav. 62 S. Preis M. 1, gebunden M. 1,35.

Vom Warenumsatz-Stempelgesetz wird jeder Kaufmann, Handelsmann usw. betroffen, dessen Jahresumsatz dreitausend Mark erreicht, so daß nahezu jeder Fabrikant, jeder Handeltreibende und jeder Handwerker die Umsatzsteuer zahlen muß.

Um richtige Angaben machen zu können und befähigt zu sein, Beanstandungen und zu hoher Einschätzung erfolgreich zu begegnen, muß man über den Inhalt des Gesetzes und die amt-

lichen Auslegungen unterrichtet sein. Gemeinverständliche Erläuterungen machen dieses Buch besonders empfehlenswert.

Flieger-Gruß, gedichtet von Karl Blumrich, vertont von Andreas Hofer. Verlag von Karl Blumrich, Buch- und Musikalienhandlung in Wr.-Neustadt. Für Gesang und Klavier, Preis K. 1.80. Mehrere Strophen mit kurz gefaßten, viel sagenden Sätzen besingen die Persönlichkeit des Fliegers, seine Kühnheit, die Gefahren, welche ihn bedrohen. Am Ende einer jeden Strophe erschallt frisch und frei der Fliegergruß: »Glück ab, Gut Land!« Die Vertonung bietet leicht spielbare, musikalisch interessante Motive.

Berichtigung.

Von Herrn Prof. Nusselt, Dresden, erhielten wir folgende Zuschrift:

In dem Aufsatz: »Die Strömung im Reaktionsstrahl der vollkommenen vierflügeligen Hubschraube« von W. Nusselt, in Heft 1/2 1916 S. 4, 2. Spalte, 3. Zeile von oben muß es heißen:

»Aus diesen beiden Gleichungen kann man noch die Winkelgeschwindigkeit eliminieren und erhält in der Gl. 37 entsprechende Gleichung

$$P = \frac{3}{4} \sqrt[3]{2 F_0 \rho N^3},$$

die einen um 25% kleineren Propellerschub ergibt als die Gl. 37.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 4
Dahlmannstraße 34 (am Bahnhof Charlottenburg)

Fernsprecher:
Ami Steinplatz Nr. 6001.

1. Anschluß an den Deutschen Verband Technisch-Wissenschaftlicher Vereine.

Unseren verehrlichen Mitgliedern geben wir zur gefälligen Kenntnis, daß wir uns dem oben genannten Verein angeschlossen haben, der es sich zur Aufgabe macht:

»unbeschadet der selbständigen Arbeiten der einzelnen Vereine auf ihrem Gebiete dem technischen Schaffen im staatlichen, städtischen und öffentlichen Leben die Stellung und den Einfluß zu sichern, die der Bedeutung der Technik für unser Volk entsprechen«.

Der Vorstand besteht aus Vorstand und Vorstandsrat, letzterer wird aus den Vertretern der einzelnen, dem Verband angehörigen Vereine gebildet.

Vorstand:

1. Vorsitzender: Busley, Geh. Reg. Rat, Dr.-Ing., Berlin,
2. Vorsitzender: Taaks, Kgl. Baurat, Dr.-Ing., Hannover,

Geschäftsführendes Vorstandsmitglied: Diehl, Berlin-Lichterfelde,

Beisitzer: Klingenberg, Professor, Berlin, Saran, Geh. Oberbaurat, Berlin, Springorum, Kommerzienrat, Dr.-Ing., Dortmund.

Vorstandsrat:

von den Vereinen auf die Dauer von drei Jahren ernannte Mitglieder:

Dettmar, Generalsekretär, Berlin (Verein Deutscher Elektrotechniker); Matschoß, Professor, Berlin (Verein Deutscher Ingenieure); Petersen, Dr.-Ing., Düsseldorf (Verein Deutscher Eisenhüttenleute); Rassow, Professor, Leipzig (Verein Deutscher Chemiker); Rudloff, Wirkl. Geh. Oberbaurat, Berlin (Schiffbautechnische Gesellschaft); Wolff, Geh. Baurat, Berlin (Verband Deutscher Architekten- und Ingenieurvereine); Hase, Direktor, Lübeck, (Deutscher Verein von Gas- und Wasserfachmännern); Wussow, Dr., Berlin (Verein Deutscher Straßen- und Kleinbahnverwaltungen); Müller, Dr., Finkenwalde bei Stettin (Verein der Zellstoff- und Papier-Chemiker); Böttinger, von, Geh. Reg.-Rat, Dr. M. d. H., Schloß Arensdorf i./Neumark (Wissenschaftliche Ge-

sellschaft für Luftfahrt); Nügel, Gewerbeassessor, Dr.-Ing., Berlin (Gesellschaft Deutscher Metallhütten- und Bergleute).

Die Bearbeitung der zu behandelnden Fragen findet in hierfür gegründeten Ausschüssen statt, zu denen die beteiligten Vereine ihre Vertreter delegieren.

2. Auszeichnungen und Kommandierungen:

Unser 1. Vorsitzender, der Geheime Regierungsrat Dr. von Böttinger, Mitglied des Herrenhauses, Schloß Arensdorf in der Neumark, wurde mit dem Eisernen Kreuz am weiß-schwarzen Bande ausgezeichnet; dem Abteilungsvorstand im Kgl. Kriegsministerium und Vertreter dieser hohen Behörde in unserem Vorstand, Oberst Oschmann, wurde der Kronenorden II. Klasse mit Schwertern verliehen.

In die neugeschaffene Stellung des Beauftragten der Luftstreitkräfte beim Kriegsamt Berlin, wurde unser Mitglied, Hauptmann Geerditz, früher Führer eines Armeeflugparks im Felde, berufen; unser Mitglied, Dr. W. von Oechelhaeuser, Dessau, befehligt zurzeit als Major und Lagerkommandant den Truppenübungsplatz Döberitz bei Berlin.

3. Stiftungen:

Professor Dr. Haber, Direktor des Kaiser-Wilhelm-Instituts für physikalische Chemie und Elektrochemie in Berlin-Dahlem, stiftete der Hochschule M. 50000 zur Pflege der physikalischen Chemie; Geheimer Regierungsrat Professor Dr. Richarz, Direktor des Physikalischen Instituts der Universität, und Gemahlin, Marburg, errichteten eine Bernd-Richarz-Stiftung von M. 10000 zur Förderung des Studiums der Naturwissenschaften.

4. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Dipl.-Ing. Willy Hatlapa, Friedrichshafen am Bodensee, Villa Kalenberg, Friedrichstraße;

Dipl.-Ing. Albert Simon, Werden a. d. Ruhr, Bismarckstraße 24. Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
INGEN. U. D. INSPEKT. D. FLIEGER-
TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dipl.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ART. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU

A. BAUMANN
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE STUTTGART

Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. AN D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

Dr. N. JOLIKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE
MOSKAU

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL.
TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELD

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. AN D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN

F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. SEPPELER
BERLIN

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE

FRHR. V. SODEN-FRAINHOFEN
DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIED-
RICHSHAFEN

H. BOYKOW
FREGATTEN-LEUTNANT A. D.
FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT
MÜNCHEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

31. März 1917.

Heft 5 und 6.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steglitz«.

INHALT:

Nachruf für Exz. Graf Zeppelin.
12. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. Kurvendarstellungen des Fluges. Von E. Everling-Adlershof. S. 33.
Pendelfahrten zur Prüfung von Flugmotoren. Von Dr.-Ing. Otto Theodor Steinits. (Schluß.) S. 39.
Einführung in die Dynamik der Flugzeuge. Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader. S. 43.

Patentschau. S. 46.
Bücher-Besprechungen. S. 47.
Nachruf für Direktor Gustav Klein. S. 47.
Nachruf für Generalleutnant Hermann Riess von Scheurnschloß. S. 48.
Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 48.

12. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Kurvendarstellungen des Fluges¹⁾.

Von E. Everling-Adlershof.

1. Kurvendarstellungen zur Mechanik des Flugzeuges.

In der flugtechnischen Literatur gibt es eine Reihe von Versuchen, den Kraft- oder Leistungs-Bedarf (oft auch fälschlich als »Arbeits-Bedarf« bezeichnet) und die Geschwindigkeit von Flugzeugen im wagerechten Fluge bei verschiedenen Belastungen, Flughöhen und Luftdichten, bei Vollgas oder gedrosseltem Motor auf Grund von graphischen Darstellungen zu ermitteln.

Ich erwähne nur die Abhandlungen von G. König²⁾, A. Betz³⁾, L. Constantin⁴⁾ und die Darstellung von A.

¹⁾ Vorbemerkung: Die Arbeit stellt eine Ergänzung und Fortführung der früheren Untersuchung über den Aufstieg von Flugzeugen (Z. f. Fl. u. Motorl. 1916, Heft 17/18, S. 124) dar. Eine erweiterte Darstellung dieser und ähnlicher Fragen soll demnächst unter dem Titel: »Der Aufstieg von Luftfahrzeugen« als Heft 2 der »Mitteilungen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt« erscheinen.

²⁾ G. König, Zugkraft-Diagramme von Flugzeugen, Z. f. Fl. u. Motorl. 1911, S. 301.

³⁾ A. Betz, Duchênes Grundlagen für die Beurteilung und Verbesserung eines Flugzeuges, Z. f. Fl. u. Motorl. 1912, S. 86.

Baumann⁵⁾, die sich auch bei A. Pröll⁶⁾ wiederfindet. Die Schaubilder von F. Bendemann und dem Verfasser⁷⁾ stellten lediglich den Leistungs- und Brennstoffbedarf unter den verschiedenen Gesichtspunkten beim wagerechten Fluge dar. Auch die übrigen erwähnten Kurvenbilder gehen von den Gleichgewichtsbedingungen für den wagerechten Flug aus. Wenn wir diese Darstellungen würdigen und um eine neue, für manche Zwecke besser verwendbare, vermehren wollen, müssen wir daher mit jenem einfachsten Falle beginnen.

2. Die Gleichgewichtsbedingungen beim wagerechten Fluge.

Für den unbeschleunigten wagerechten Flug gelten zwei Grundgleichungen, die sich in Worten schreiben lassen:

»Fluggewicht = Auftrieb«

und

»Schraubenzug = Widerstand«.

⁴⁾ L. Constantin, Das Flugzeug mit veränderlicher Geschwindigkeit, La Technique Aéronautique VII, Nr. 78 vom 15. März 1913, S. 161.

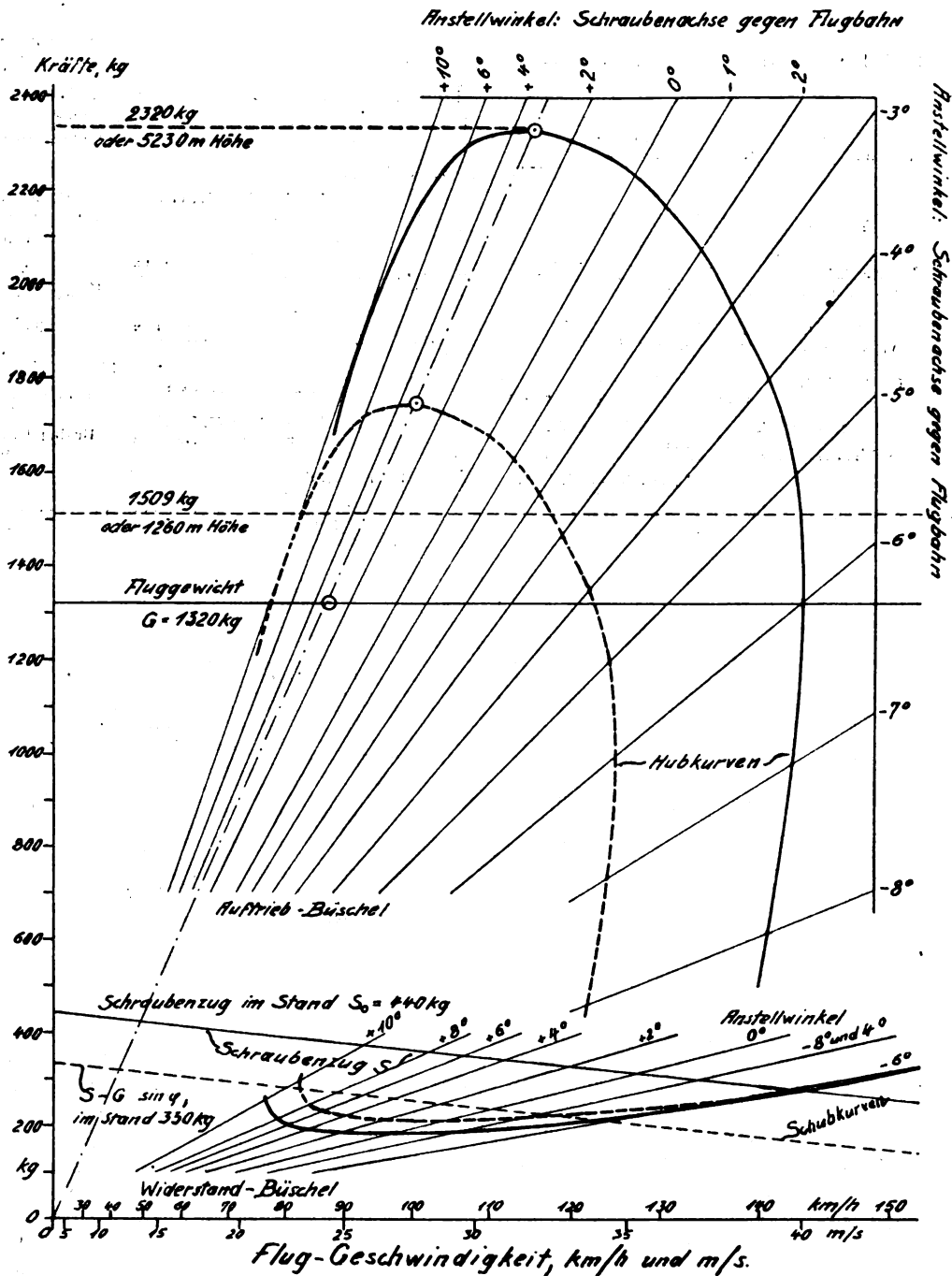
⁵⁾ A. Baumann, Mechanische Grundlagen des Flugzeugbaues, Teil I, S. 145, R. Oldenbourg, München, 1912, sowie: A. Baumann, Gleitzahl und Steiggeschwindigkeit, Z. f. Fl. u. Motorl. 1914, S. 69.

⁶⁾ A. Pröll, Faustformeln für Flugzeugbewertung, Z. f. Fl. u. Motorl. 1916, S. 69.

⁷⁾ F. Bendemann und E. Everling, Die Arbeitsgleichung des Flugzeuges, Z. f. Fl. u. Motorl. 1914, S. 121.

Nun sind sämtliche Luftkräfte, daher auch der Auftrieb und der Flugwiderstand, bekanntlich proportional dem Quadrate der Fluggeschwindigkeit, ferner proportional der Luftdichte und der tragenden Fläche, sowie einem Beiwert, der für jede Flügelform und für jeden Anstellwinkel des Flügels gegen die Luftströmung verschieden ist und durch Modell- oder

Man macht nun meist die Voraussetzung, daß der Auftrieb dem Fluggewicht gleich, daher konstant ist, daß also zu jeder Geschwindigkeit ein Anstellwinkel gehört, dessen Beiwert mal dem Quadrat dieser Geschwindigkeit jenen Festwert ergibt. Dann berechnet man die zugehörigen Widerstandswerte und trägt sie als Kurve in Abhängigkeit von der Flug-



Figur 1. Hubkurve (oben) und Schubkurve (unten) für den unbeschleunigten Flug nach Zahlentafel 1.

Ausgezogen: Kurven für den wagerechten Flug.

Gestrichelt: Hubkurve für den Flug mit 75 v. H. der Triebkraft oder für den Anstieg mit 4,8°

Steigwinkel (oben) und Schubkurve für den Flug mit 8/7 des Gewichtes oder in 1260 m Höhe (unten).

Flugversuche bestimmt werden kann. Andererseits ist das Fluggewicht eine konstante Größe, während der Schraubenzug seinen Größtwert im Stand, für die Geschwindigkeit Null, besitzt und von da ab um einen Betrag abnimmt, der, was auch Eiffels Messungen bestätigen¹⁾, ungefähr dem Quadrate der Geschwindigkeit proportional ist.

geschwindigkeit auf. Diese Kurve stellt also den notwendigen Schraubenzug bei verschiedenen Anstellwinkeln bzw. Geschwindigkeiten dar, da ja beim unbeschleunigten Flug der Schraubenzug dem Widerstand gleich sein soll. Eine zweite Kurve, welche die tatsächlich vorhandene Schrauben-Zugkraft angibt, legt durch ihre Schnittpunkte mit der ersten den möglichen Flugzustand (oder die beiden möglichen Flugzustände) fest. Die Abszisse eines Schnittpunktes zeigt unmittelbar seine Geschwindigkeit an, der Anstellwinkel

¹⁾ E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, Z. f. Fl. u. Motorl. 1916, S. 127.

folgt aus der Berechnung oder Konstruktion der Kurven. Statt der Kraft wird vielfach auch die Leistung aufgetragen.

Diese bekannten Darstellungen des Fluggleichgewichts wären freilich nicht viel wert, wenn man aus ihnen nichts weiter entnehmen könnte als die möglichen Fälle des wagenrechten Fluges mit einem bestimmten Gewicht, die sich ja unmittelbar aus den Grundgleichungen berechnen lassen. Man kann sie aber auch weitgehend verallgemeinern, z. B. für den Fall größerer Motorleistung, geringeren Gewichts, geänderter Flughöhe oder Luftdichte, vor allem für den Aufstieg oder Abstieg. Diese Verallgemeinerungen erfordern jedoch jedesmal eine neue Berechnung der Widerstandskurven oder sind doch recht umständlich auszuführen.

Es soll daher im folgenden ein Verfahren beschrieben werden, das durchsichtig und leicht abzuleiten ist, das aber auch für eine Reihe von Verallgemeinerungen wesentliche Vorteile bietet.

3. Die Hubkurve, eine andere Darstellungsart.

Beachten wir zunächst, daß die Luftkräfte nicht von der Geschwindigkeit selbst, sondern von ihrem Quadrat abhängig sind, und wählen wir dementsprechend als Abszisse die Geschwindigkeits-Quadrate, schreiben aber an die einzelnen Punkte die Geschwindigkeiten selbst. Ferner tragen wir als Ordinaten nicht Leistungen, sondern Kräfte auf. Dann werden die Gewichte wieder durch wagerechte Linien, die Luftkräfte, Auftrieb und Widerstand, aber durch geradlinige Strahlen aus dem Nullpunkt des Koordinaten-Systems wiedergegeben.

Ferner bildet auch der Schraubenzug eine nach rechts abfallende gerade Linie, da er, wie oben erwähnt, vom Standwerte aus mit dem Quadrat der Geschwindigkeit abnimmt.

Drittens empfiehlt es sich für die meisten Fälle, nicht von der Gleichheit des Auftriebes und Gewichtes auszugehen und den erforderlichen Widerstand zu ermitteln, sondern umgekehrt die Gleichung: Luftwiderstand = Schraubenkraft zugrunde zu legen und daraus die Kurven des Auftriebes zu berechnen. Der Schnittpunkt oder die beiden Schnittpunkte dieser »Hubkurve« stellen dann die möglichen Flugzustände dar.

Das Gegenstück zu der Hubkurve erhält man, wenn man in der bisher üblichen Weise aus der Gleichheit von Auftrieb und Gewicht die Kurve des notwendigen Schraubenzuges aufträgt. Wie wir im folgenden sehen werden, lassen sich einige Verallgemeinerungen mit den »Hubkurven«, andere mit diesen »Schubkurven«¹⁾ bequemer darstellen. Erstere geben aber

¹⁾ »Hub« und »Schub« wären zweckmäßige Ausdrücke statt der schwerfälligen und auf ähnlichen Wissensgebieten ganz anders verwendeten »Auftrieb« und »Widerstand« (vgl. auch die englischen Bezeichnungen »lift« und »drift«).

genauere Schnittpunkte mit den hindurchgelegten Geraden, die sie unter weniger spitzen Winkeln schneiden. Sie haben ferner die günstigsten Werte oben, wie es der Anschauung entspricht, und gestatten, den Auftriebsüberschuß streckenmäßig abzugreifen.

In Fig. 1 ist oben die Hubkurve, unten die Schubkurve für das Modell eines Bréguet-Doppeldeckers im Maßstabe 1 zu 15 nach den Messungen von Eiffel¹⁾ dargestellt. Den Auftrieb und Widerstand gibt Eiffel für den Anstellwinkel der Sehne des Oberflügels, dessen Einstellwinkel gegen die Schraubenachse nach seinen Angaben 6° betrug. Die Werte sind in der folgenden Zahlentafel 1, bezogen auf die Schraubenachse, zusammengestellt.

Die erste und letzte Reihe enthalten die Werte des Anstellwinkels β der Schraubenachse gegen den Wind, die zweite und dritte den Widerstand und Auftrieb nach der Eiffelschen Angabe, R_x und R_y , d. h. in Gramm für das Modell und bezogen auf eine Geschwindigkeit von 10 m/s. Da das Modell im Maßstab 1 zu 15 ausgeführt war, so müssen diese Werte noch im Verhältnis $15^2/1000 \cdot 10^2$ reduziert, d. h. mit $r = 0,00225 = 1/444,4$ multipliziert werden, um die Kräfte in kg, bezogen auf ein Flugzeug natürlicher Größe und eine Geschwindigkeit von 1 m/s, zu erhalten. Diese Werte enthält die vierte und fünfte Spalte der Zahlentafel. Sie entsprechen dem Produkt des dimensionslosen Beiwertes mit der Massendichte der Luft und der tragenden Fläche, wie sie in unserer deutschen Literatur üblich ist; also bei Verwendung der gebräuchlichen Bezeichnungen:

$$\left. \begin{aligned} r \cdot R_x &= \frac{\gamma}{g} (\zeta_w \cdot F + \psi \cdot f) = \frac{\gamma}{2g} (c_w \cdot F + c \cdot f), \\ r \cdot R_y &= \frac{\gamma}{g} \cdot \zeta_a \cdot F = \frac{\gamma}{2g} \cdot c_a \cdot F. \end{aligned} \right\} (1)$$

Dabei bedeutet:

- γ die Gewichtsichte der Luft in kg-Gewicht/m³,
- g die Erdbeschleunigung, 9,81 m/s², also $\frac{g}{\gamma}$ die Massendichte der Luft in kg-Masse/m³,
- F die tragenden Flächen in m²,
- f die Fläche des schädlichen Widerstandes,
- ζ_w den Widerstands-Beiwert zu F , c_w die doppelte Größe,
- ζ_a den Auftriebs-Beiwert zu F , c_a die doppelte Größe,
- ψ den Beiwert zu f , c die doppelte Größe,

sämtlich dimensionslose Zahlen.

¹⁾ G. Eiffel, Nouvelles recherches sur la résistance de l'air et l'aviation, Paris 1914, Textband S. 211–214, Atlas S. 30 und Plan XVI.

Zahlentafel 1.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$\beta =$	$R_x =$	$R_y =$	$r \cdot R_x =$	$r \cdot R_y =$	$R_x + \frac{\sigma}{r} =$	$v^2 = \left(\frac{m^2}{s^2}\right)$	$G = (kg)$	$v^2 = \left(\frac{m^2}{s^2}\right)$	$S = (kg)$	$\beta =$
— 8°	84	180	0,189	0,405	128	1522	616	3258	616	— 8°
— 7°	80	276	0,180	0,621	124	1572	976	2126	383	— 7°
— 6°	78	367	0,176	0,826	122	1597	1320	1598	280	— 6°
— 5°	79	447	0,178	1,006	123	1584	1594	1312	233	— 5°
— 4°	84	525	0,189	1,182	128	1522	1799	1116	211	— 4°
— 3°	91	600	0,205	1,350	135	1444	1949	978	200	— 3°
— 2°	97	667	0,218	1,501	141	1383	2075	879	192	— 2°
— 1°	105	735	0,236	1,654	149	1308	2163	798	189	— 1°
0°	113	800	0,254	1,800	157	1242	2235	733	186	0°
+ 1°	123	864	0,276	1,944	167	1168	2270	679	188	+ 1°
+ 2°	133	928	0,299	2,088	177	1102	2301	632	189	+ 2°
+ 3°	143	989	0,322	2,225	187	1043	2320	593	191	+ 3°
+ 4°	154	1046	0,346	2,353	198	986	2321	561	194	+ 4°
+ 5°	165	1101	0,371	2,477	209	934	2314	533	198	+ 5°
+ 6°	177	1157	0,398	2,603	221	883	2298	507	202	+ 6°
+ 7°	191	1202	0,430	2,704	235	831	2247	488	210	+ 7°
+ 8°	206	1239	0,464	2,788	250	781	2178	473	219	+ 8°
+ 9°	226	1262	0,508	2,839	270	723	2052	465	236	+ 9°
+ 10°	256	1280	0,576	2,880	300	651	1875	458	264	+ 10°

Die Einführung der doppelten Werte für die Beiwerte empfiehlt sich deshalb, weil $q = \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2$ den Staudruck (kg-Gewicht/m²) darstellt, daher Auftrieb A (kg) und Widerstand W (kg) jetzt folgendermaßen geschrieben werden können, wenn v (m/s) die Fluggeschwindigkeit ist:

$$\left. \begin{aligned} A &= \frac{\gamma}{g} \cdot \zeta_a \cdot F \cdot v^2 = \frac{\gamma}{2g} \cdot c_a \cdot F \cdot v^2 = q \cdot c_a \cdot F, \\ W &= \frac{\gamma}{g} (\zeta_w \cdot F + \psi \cdot f) v^2 = \frac{\gamma}{2g} (c_w \cdot F + c \cdot f) v^2 \\ &= q (c_w \cdot F + c \cdot f). \end{aligned} \right\} (2)$$

Für unsere Zwecke kommt diese Formelvereinfachung jedoch vorläufig nicht in Betracht.

Wir erhalten lediglich aus (1) nach (2):

$$\left. \begin{aligned} A &= r \cdot R_y \cdot v^2, \\ W &= r \cdot R_x \cdot v^2. \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (3)$$

Sodann bezeichnen wir das Fluggewicht noch mit G (kg), den Schraubenzug mit S (kg) und beachten, daß, wie oben erwähnt, der Ansatz gilt:

$$S = \frac{\gamma}{\gamma_0} (S_0 - \sigma \cdot v^2), \dots \dots \dots (4)$$

wo S_0 der Schraubenzug im Stand bei der Luftdichte γ_0 ist und σ ein Beiwert, bei gebräuchlichen Schrauben etwa 0,1¹⁾. Dann lauten die beiden Grundgleichungen des unbeschleunigten Fluges nach (4):

$$\left. \begin{aligned} G &= A = r \cdot R_y \cdot v^2, \\ S &= \frac{\gamma}{\gamma_0} (S_0 - \sigma \cdot v^2) = r \cdot R_x \cdot v^2. \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (5)$$

Die Werte der erreichten Fluggeschwindigkeit v und des Gewichtes G , das bei jedem Anstellwinkel getragen werden kann, sind ebenfalls, und zwar in Spalte 7 und 8 der Zahlentafel I eingetragen. (Das mögliche Fluggewicht \bar{G} ist durch Überstreichen vom wirklichen Fluggewicht G unterschieden.)

\bar{G} und v^2 berechnen sich nach (5) aus:

$$\bar{G} = \frac{S \cdot R_y}{R_x} = \frac{\gamma}{\gamma_0} (S_0 - \sigma \cdot v^2) \frac{R_y}{R_x} \dots \dots (6)$$

und aus:

$$v^2 = \frac{S}{r \cdot R_x} = \frac{\gamma}{\gamma_0} \frac{S_0 - \sigma \cdot v^2}{r \cdot R_x}, \dots \dots (7)$$

oder, wenn wir zunächst den Flug in der Ausgangshöhe betrachten, also

$$\gamma = \gamma_0 \dots \dots \dots (8)$$

annehmen, folgt für die Berechnung von v^2 und \bar{G} :

$$\left. \begin{aligned} v^2 &= \frac{S_0}{r \cdot R_x + \sigma}, \\ \bar{G} &= \left(S_0 - \frac{\sigma \cdot S_0}{r \cdot R_x + \sigma} \right) \frac{R_y}{R_x} = S_0 \frac{r \cdot R_y}{r \cdot R_x + \sigma} \end{aligned} \right\} \dots \dots (9)$$

Spalte 6 der Zahlentafel enthält die hierin auftretende Hilfsgröße

$$\frac{r \cdot R_x + \sigma}{r} = R_x + \frac{\sigma}{r} = R_x + 44.$$

Der Wert S_0 ist dabei zu 440 kg, entsprechend einem Motor von 160 PS oder 118 kW, angenommen.

Mit Hilfe der Angaben von Tafel I ist die Fig. 1 gezeichnet worden. Man sieht die Strahlenbüschel für den Auftrieb und Widerstand bei den einzelnen Werten des Anstellwinkels, von denen das Widerstandbüschel durch die Schraubenzugkurve geschnitten wird. Die Schnittpunkte werden hinaufgelotet bis zu den Auftriebstrahlen des gleichen Anstellwinkels, und der Ort der so entstehenden Punkte ist die Hubkurve. Die Werte von v^2 und G in der 7. und 8. Spalte geben die Koordinaten einzelner Punkte der Hubkurve und damit eine Nachprüfung der Konstruktion durch die Rechnung. Von der

¹⁾ Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, a. a. O., besonders Formel (8), S. 127.

gestrichelten Kurve in Fig. 1 (oben) wird bei Erörterung des Steigfluges die Rede sein.

Schneidet man die Hubkurve nun durch eine wagerechte Linie in Höhe des normalen Fluggewichts, also etwa für $G = 1320 \text{ kg} = 3 \cdot S_0$, so erhält man zwei Schnittpunkte, die möglichen Flugzuständen entsprechen. Der eine liegt bei einem Anstellwinkel von fast genau -6° (also bei wagerechter Flügelsehne!) und bei einer Fluggeschwindigkeit von 40 m/s oder 144 km/h, während der andere einem großen Anstellwinkel entspricht, bei dem der Flug nicht mehr stabil sein wird. Für andere Profile oder größere Fluggewichte ist jedoch ein Flug mit diesem »second régime« möglich¹⁾.

Das gleiche Ergebnis zeigt die Schubkurve in Fig. 1 (unten), die ganz ähnlich gewonnen wurde, für den wagerechten Flug. Sie gestattet jedoch die im folgenden behandelten Änderungen nicht so bequem auszuführen wie die Hubkurve. Die zehnte Spalte der Zahlentafel I enthält die Werte der Ordinaten zu dieser Schubkurve, nämlich den Widerstand W , der vorhanden ist, d. h. den Schraubenzug S , der erforderlich ist, wenn der Auftrieb dem Gewichte G entspricht. Im Gegensatz zum wirklichen Schraubenzug S ist der erforderliche S überstrichen. Er hat nach Gleichung (3) den Wert:

$$\bar{S} = G \cdot \frac{R_x}{R_y} \dots \dots \dots (10)$$

Die zugehörigen Abszissenwerte sind in Spalte 9 eingetragen. Sie folgen, analog zur ersten Gleichung (9), aus der Formel

$$v^2 = \frac{G}{r \cdot R_y} \dots \dots \dots (11)$$

4. Änderung des Gewichtes.

Wenn das Fluggewicht sich ändert, so verschiebt sich die wagerechte Schnittlinie der Hubkurve, und damit die Schnittpunkte selbst. Man erkennt aus der Figur, z. B. aus der gestrichelten Linie für 1509 kg, daß eine geringfügige Erleichterung des Flugzeuges die Geschwindigkeit im allgemeinen nicht wesentlich verbessert, daß dagegen eine starke Überlastung den Schnittpunkt der Gewichtslinie mit der Hubkurve bedeutend nach links rückt. In diesem Falle muß also, wenn überhaupt noch ein Abflug vom Boden möglich ist, die Geschwindigkeit des normalen Fluges verringert, die des »verhaltenen« Fluges aber vergrößert werden. Beide Schnittpunkte der Hubkurve mit der Wagerechten rücken zusammen, auch der zweite entspricht jetzt einem stabilen Flugzustand, und das verfügbare Geschwindigkeitsintervall wird umso geringer, je größer das Gewicht wird. Die höchste Last, die im Fluge eben noch getragen werden kann, mit der aber ein Abflug ebensowenig wie eine Landung möglich ist, die sogar nicht die geringste Steuerbewegung mehr zuläßt, erhält man durch die wagerechte Tangente an die Hubkurve, im Falle unserer Figur also für 2320 kg. Dieser extreme Flugzustand verlangt einen einzigen Wert der Fluggeschwindigkeit v , hier 32,1 m/s, und einen bestimmten Anstellwinkel, hier $3,4^\circ$. Für diesen Winkel hat die »Triebzahl«, nämlich das Verhältnis des Flugwiderstandes einschließlich »Schraubenzug« zum Auftrieb²⁾, die der »Gleitzahl«³⁾ ähnlich ist, ihren kleinsten, also besten Wert. Bei anderen Belastungen und anderen Anstellwinkeln fliegt man natürlich mit einer weniger günstigen Triebzahl⁴⁾.

Versucht man die entsprechende Konstruktion für Änderung des Gewichtes bei der Schubkurve, so sieht man, daß z. B. für eine Gewichts-Vermehrung von 1320 auf 1509 kg, also 8/7, sämtliche Schnittpunkte der Gewichtslinie mit dem Auftriebsbüschel sich um 8/7 vom Nullpunkt entfernen. Daher werden beim Herablösen auf das Widerstandsbüschel auch die Punkte der Schubkurve um denselben Betrag vom Anfangspunkt abrücken. Das gibt eine Vergrößerung der Schubkurve

¹⁾ Vgl. besonders L. Constantin, a. a. O.

²⁾ Vgl. E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, Z. f. Fl. u. Motorl. 1916, S. 128.

³⁾ Vgl. E. Everling, Zur Arbeitsgleichung des Flugzeuges, Z. f. Fl. u. Motorl. 1914, S. 197, Anm. 2.

⁴⁾ Vgl. A. Baumann, Gleitzahl und Steiggeschwindigkeit, Z. f. Fl. u. Motorl. 1914, S. 269.

im gleichen Verhältnis 8 zu 7, wie sie in Fig. 1 (unten) durch die gestrichelte Kurve dargestellt ist, und deren Schnittpunkte mit der Schraubenkraftlinie geben dann die möglichen Flugzustände, dieselben, die sich auf viel einfachere Weise aus der Hubkurve ermitteln ließen.

5. Änderung der Flughöhe und Luftdichte.

Wir haben diese Verhältnisse, obwohl ein Flug mit solcher Überlastung unmöglich ist, so eingehend erörtert, weil der obere Teil der Hubkurve ein anderes, wichtiges Anwendungsgebiet besitzt, nämlich den wagerechten Flug in größerer Höhe oder bei verminderter Luftdichte¹⁾. Bereits 1913 hat Prandtl²⁾ darauf hingewiesen, daß unter der Annahme gleichbleibender Schraubendrehzahl³⁾ alle Kräfte im unbeschleunigten Fluge, nämlich Widerstand, Auftrieb und Schraubenzug, der Luftdichte (nicht dem Luftdruck) entsprechend abnehmen, mit alleiniger Ausnahme des Fluggewichts, das natürlich konstant bleibt. Man kann daher die Verhältnisse des Fliegens in größerer Höhe dadurch wiedergeben, daß man das Fluggewicht im umgekehrten Verhältnis der Luftdichte vermehrt.

Um z. B. den Flug in 3 km Höhe darzustellen, wo die Luftdichte nur noch 72,7 vH oder 0,727 des Wertes am Boden beträgt¹⁾, muß man das Gewicht $G = 1320 \text{ kg}$ auf den $\frac{1}{0,727}$ fachen oder 1,38 fachen Wert, also auf $G = 1820 \text{ kg}$ erhöhen. Die Gewichtslinie 1509 kg in Fig. 1 entspricht daher umgekehrt einem Fluge mit 1320 kg, aber in einer Luftdichte von 7/8 des Bodenwertes, also in etwa 1260 m Höhe. Ebenso ergibt das Verhältnis des Gewichtes, das gerade noch getragen werden könnte, in unserem Falle 2320 kg bei einem Anstellwinkel von $3,4^\circ$ und der Geschwindigkeit 32,1 m/s oder 115,6 km/h, die größte erreichbare Höhe: 2320 verhält sich zum wirklich vorhandenen Gewicht $G = 1320 \text{ kg}$ wie 1,76 zu 1, oder wie 1 zu 0,569. Eine Luftdichteabnahme auf 56,9 vH entspricht aber einer Höhe von 5230 m.

Für die Schubkurve gilt das gleiche wie im 4. Abschnitt. Die gestrichelte Kurve in Fig. 1 unten ist daher zugleich als Schubkurve für 1260 m Höhe anzusehen.

Man erkennt jetzt, warum wir im vorhergehenden Abschnitt die Gewichtsänderungen auch für unmögliche Flugzustände so ausführlich erörtert haben: Wir hatten die Höhenänderungen und die damit verbundenen Variationen von Anstellwinkel und Geschwindigkeit, sowie von deren Spielraum, im Auge.

6. Änderungen an Motor oder Luftschraube.

Anders liegen die Verhältnisse, wenn man es mit Änderungen der Maschinenanlage zu tun hat. Betrachten wir zunächst den häufigen Fall, daß der Motor durch willkürliches Abdrosseln oder durch zufälliges Versagen an Leistung nachläßt. Dann wird der Schraubenzug im Stand geringer, der in der Fahrt ebenfalls, aber nicht im gleichen Maße. Denn der Schnittpunkt der nach rechts schräg abfallenden Schraubenzugkurve mit der wagerechten v -Achse, also der Geschwindigkeitswert, für den der Schraubenzug Null wird, kann sich durch Abdrosseln nicht wesentlich ändern, weil dieser Punkt nahe zusammenfällt mit dem (etwas größeren) Geschwindigkeitswert, für den das Schraubendrehmoment Null wird (und der Zug einen kleinen negativen Betrag annimmt); der letztere Punkt ist aber von der augenblicklichen Motorleistung unabhängig. In diesen Fällen erhält man also eine Schraubenkraftkurve, die ebenfalls angenähert eine Gerade ist und die ursprüngliche Zuglinie etwas unterhalb der Geschwindigkeitsachse schneidet. Damit ändern sich die Schnitt-

punkte mit dem Widerstandsbüschel und die Hubkurve selbst in einer Weise, die eine Neukonstruktion der letzteren erfordert. In solchen Fällen, auch wenn die Schraubenkraftlinie sich aus irgendwelchen Gründen in unregelmäßiger Weise ändert, bedient man sich mit Vorteil der Schubkurve. Diese ändert sich nämlich bei den Variationen der Triebanlage nicht. Es ergeben sich lediglich andere Schnittpunkte mit der veränderten Schraubenkraftkurve.

Dagegen kann man die Hubkurve verwerten, sobald man die Schraubenkraftkurve parallel zu sich selbst verschiebt. Dazu ist man z. B. berechtigt, wenn man etwa annimmt, daß ein Flugzeug bei ungeändertem Gesamtgewicht einen schwächeren oder stärkeren Motor mit dazu passender Schraube erhält. In diesem Fall werden alle Schnittpunkte der Schraubenkraftlinie mit dem Widerstandsbüschel in gleichem Maße zum Nullpunkt hingerückt oder von ihm entfernt. Daher verändert auch die Hubkurve ihren Abstand vom Nullpunkt proportional zur Änderung der Triebkraft. In der Fig. 1 ist sie z. B. für $\frac{3}{4}$ der ursprünglichen Schraubenkraft gestrichelt eingetragen, ebenso die zugehörige Schraubenkraftlinie. Hier kann man also die Hubkurve beibehalten, obwohl auch hier die Schubkurven einfachere Verhältnisse ergeben. Letztere müssen aber, wie wir oben sahen, für die Betrachtung der Variationen des Fluggewichtes, des Luftdruckes oder der Höhe, die man weit häufiger braucht, in ganz analoger Weise proportional vergrößert oder verkleinert werden, wie hier die Hubkurve.

7. Der ansteigende Flug.

Die beschriebene Parallelverschiebung der Schraubenkraftkurve, die eine Änderung des Triebwerkes darstellt, wird man meist in anderem Sinne deuten und verwenden, nämlich zur Darstellung des Steigfluges.

Bei einem Anstieg unter dem Winkel φ wirkt dem Zug der Schraube bekanntlich außer dem Widerstand noch die Komponente des Gewichtes G , die in die Richtung der Flugbahn fällt, nämlich $G \cdot \sin \varphi$, entgegen, während der erforderliche Auftrieb auf $G \cdot \cos \varphi$ abnimmt. Da aber der Steigwinkel im allgemeinen kleiner als 14° bleiben wird, so unterscheidet sich der Cosinus nur um höchstens 3 vH von 1, sodaß wir $G \cdot \cos \varphi$ mit G vertauschen können, umso mehr als tatsächlich wegen der stets vorhandenen Störungen immer ein geringer Auftriebsüberschuß erforderlich ist. Die Gewichtslinie bleibt also an ihrer Stelle, während die Schraubenzuglinie sich parallel verschiebt, indem ihre sämtlichen Ordinaten um $G \cdot \sin \varphi \approx G \cdot \varphi$ verkleinert werden. Dementsprechend ändern sich bei der Schubkurve die Schnittpunkte, während die Hubkurve proportional verkleinert wird. In der Fig. 1 war die Schraubenzuglinie und die Hubkurve für $\frac{3}{4}$ der Triebkraft gestrichelt eingetragen. Wir erkennen jetzt, daß dies einem Anstieg unter $4,8^\circ$ entspricht, weil:

$$\frac{S - G \cdot \sin \varphi}{S} = \frac{3}{4}, \text{ also: } \sin \varphi = \left(1 - \frac{3}{4}\right) \frac{S}{G} = \frac{1}{12} \text{ ist.}$$

Der steilste Steigflug erfolgt mit dem Anstellwinkel, der auch dem Fluge mit der größten Belastung, in der geringsten Luftdichte oder in der Maximalhöhe entspricht, denn für diesen Wert kann die Hubkurve am stärksten verkleinert werden, bevor sie die Linie des normalen Fluggewichtes tangiert. Die Schubkurve hat für den gleichen Wert die verminderte Schraubenzuglinie zur Tangente. In unserem Beispiel ist, wie oben gezeigt wurde, das Verhältnis zwischen dem größtmöglichen und dem augenblicklichen Gewicht 1,76, also kann die Hubkurve im Verhältnis 1 zu 1,76 oder 0,569 verkleinert werden. Der Schraubenschub S wird auf $S - G \cdot \sin \varphi$ im gleichen Maße verringert, also ist:

$$\sin \varphi = \frac{S}{G} (1 - 0,569) = \frac{440}{1320} \cdot 0,431 = 0,144;$$

demnach ist der Winkel des steilsten Steigens: $\varphi = 8,3^\circ$.

Da für den Scheitel der Hubkurve die Bahngeschwindigkeit des Flugzeuges 32,1 m/s beträgt, und da die v -Skala quadratisch geteilt ist, so ist sie für diesen steilsten Anstieg nur noch: $32,1 \times \sqrt{0,569} = 24,2 \text{ m/s}$. Die Steiggeschwindigkeit beträgt daher $24,2 \times 0,144 = 3,39 \text{ m/s}$.

¹⁾ E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, a. a. O., S. 126. Dort findet sich auch eine Tabelle und eine Formel für die Abnahme der Luftdichte (und des Luftdruckes) mit zunehmender Höhe, bei einer Temperaturverteilung, die dem Jahresmittel entspricht.

²⁾ L. Prandtl, Höhenflug und Belastungsflug, Z. f. Fl. u. Motorl. IV, 1913, Heft 20, S. 266.

³⁾ Diese Annahme, die voraussetzt, daß die Motorleistung der Luftdichte proportional abnimmt, wird in der demnächst erscheinenden eingangs erwähnten Arbeit näher begründet.

Man erkennt aus dem Diagramm leicht, daß der steilste Steigflug nicht der schnellste sein kann. Denn wenn man den Anstellwinkel etwas kleiner wählt, so darf man noch nahezu das gleiche Verkleinerungsverhältnis für die Hubkurve anwenden, dagegen werden die Geschwindigkeiten größer, also auch die Steigfähigkeit. Man kann nun durch Probieren, oder indem man die Hubkurve an dieser Stelle durch eine Parabel ersetzt, den Anstellwinkel ermitteln, bei dem der schnellste Anstieg stattfindet. Dieser Winkel wird von dem des steilsten Anstiegs, besonders in geringen Höhen, bei großen Luftdichten, beträchtlich abweichen, dagegen ist die Steigfähigkeit selbst nur um höchstens (am Boden) 6 vH größer als beim steilsten Anstieg; und diese 6 vH werden praktisch wohl stets durch äußere Störungen wettgemacht werden. Es genügt daher vollkommen, mit den Werten für den steilsten Anstieg zu rechnen, wenn man etwa die Steigzeiten ermitteln will.

8. Die Herleitung von Steigkurven.

Wir können also z. B. die Kurve des besten Anstiegs aus dem Diagramm herzuleiten versuchen, und zwar entweder als Flugbahnkurve im Raum (Höhe abhängig von der wagerechten Flugweite) oder als Barographenkurve (Höhe abhängig von der Zeit). Da der steilste Anstieg immer bei einem bestimmten Anstellwinkel, hier 3,4°, erfolgt, so genügt es zur Ableitung des besten Steigens nach dem vorhergesagten, auf dem Strahl zu diesem Winkel die verschiedenen Verkleinerungsverhältnisse für die Hubkurve zu betrachten, zunächst zwischen der Kurve und der Gewichtslinie selbst, sodann die immer geringeren Werte zwischen der Kurve und den (der Luftdichte entsprechend) höher gerückten Gewichtslinien. Für die Gipfelhöhe der Flugbahn ist dieses Verhältnis natürlich 1 zu 1, also der Steigwinkel Null.

Die Bahngeschwindigkeit bei diesem Anstieg nimmt, wie man sieht, mit der Höhe zu, und zwar umgekehrt proportional der Quadratwurzel aus der Luftdichte. Mit anderen Worten: Der unbeschleunigte Anstieg mit konstantem Anstellwinkel ist in erster Annäherung (Vernachlässigung der Cosinus-Glieder) gleichbedeutend mit dem Anstieg bei konstantem Staudruck. Diesen Anstieg habe ich in der bereits erwähnten Arbeit¹⁾ rein analytisch behandelt und dabei auch die Gleichungen der Flugbahn- und Barographenkurve²⁾ gewonnen.

¹⁾ E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, a. a. O.

²⁾ Die Gleichung der Barographenkurve war dort in der Form gegeben (Gleichung [37], S. 131):

$$t - t_0 = \frac{1}{0,00046 K \cdot v_g} \cdot \log \left\{ \frac{100,023(Z_g - Z) + 1}{100,023(Z_g - Z_0) - 1} \cdot \frac{100,023(Z_g - Z_0) - 1}{100,023(Z_g - Z) + 1} \right\}$$

wo Z die Höhe in km ist.

Man kann diesen Ausdruck noch vereinfachen, wenn man für die geschweifte Klammer angenähert setzt: $\left(\frac{Z_g - Z_0}{Z_g - Z}\right)$. Das läßt sich

In jenem Fall war eine geschlossene Integration der Bewegungsgleichungen möglich. Aus der vorliegenden Darstellung lassen sich aber auch dann die Werte der Bahn- und Steiggeschwindigkeit, des Steigwinkels, der Steigzeit und der Flugweite herleiten, wenn man für den Anstellwinkel Annahmen macht, die nur eine gliedweise Integration zulassen. Als Beispiel sei der Aufstieg mit gleichbleibender Bahngeschwindigkeit, etwa mit 35 m/s oder 126 km/h, behandelt. Aus den Kurven folgt sogleich, wenn man sie mit der senkrechten Linie der gewünschten Geschwindigkeit zum Schnitt bringt, daß eine solche Bewegung natürlich nur durch Veränderung des Anstellwinkels zu erzielen ist. Die Linie zu 35 m/s schneidet die wagerechte Gewichtslinie bei einem Anstellwinkel von 4,6°. Legt man den zugehörigen Strahl aus dem Nullpunkt durch den Schnittpunkt, so wird er durch die Gewichtslinie einerseits, durch die Hubkurve andererseits im Verhältnis 0,781 geschnitten. In diesem Verhältnis kann also die Hubkurve verkleinert werden, bis sie die Gewichtslinie bei der verlangten Geschwindigkeit schneidet. Dem entspricht ein Steigwinkel von 4,2°, also bei der gegebenen Bahngeschwindigkeit ein Anstieg von 2,56 m/s. Ebenso berechnet man die Steiggeschwindigkeit für die nächste Höhenstufe, etwa 1260 m, nimmt das Mittel aus beiden und erhält daraus die Steigzeit für das Intervall. Nach dem gleichen Verfahren folgt aus der Horizontalgeschwindigkeit die gesamte Flugweite.

Die Zahlentafel 2 wird das Verfahren erläutern (s. u.).

Für den Schnittpunkt der Geschwindigkeitslinie mit der Hubkurve selbst, die dem wagerechten Flug mit der Geschwindigkeit 35 m/s entspricht, findet man schließlich das Gewicht 2250 kg, also ein Luftdichteverhältnis 75/44 oder eine Gipfelhöhe von 5035 m. Dieser Gipfelhöhe entspricht auch die Asymptote in der Fig. 2, die die Bahnkurve und die Barographenkurve nach Zahlentafel 2 enthält. Eine derartige Darstellung kann natürlich umso höheren Anspruch auf Genauigkeit machen, je enger die einzelnen Höhenstufen bei-

leicht daraus beweisen, daß:

$$\frac{e^{2x} - 1}{e^{2x} + 1} = \mathfrak{L}x = x - \frac{x^3}{3} + \frac{2x^5}{15} \approx x,$$

wobei:

$$e^{2x} = 100,046 (Z_g - Z),$$

also:

$$x = 2,30 \times 0,023 (Z_g - Z) \text{ ist;}$$

und analog für $(Z_g - Z_0)$.

Das gleiche Ergebnis erhält man, wenn man in der dortigen Fig. 4 die Steiggeschwindigkeit als lineare Funktion der Höhe betrachtet, also in Gleichung (38) den hyperbolischen Sinus durch $\frac{1}{2} \times 0,053 (Z_g - Z)$ ersetzt und dann integriert. Das bedeutet also den Aufstieg mit dem Ansatz: Steiggeschwindigkeit proportional dem Abstand von der Gipfelhöhe, der mit dem vorliegenden nahe zusammenfällt.

Zahlentafel 2.

Luftdichtenverhältnis	1	8/7	6/5	4/3	3/2	5/3	—
Entsprechende Höhe	0	1260	1720	2720	3820	4820	m
Höhendifferenz	—	1260	460	1000	1100	1000	m
Scheinbares Gewicht	1320 = G	1509	1584	1760	1980	2200	kg
Anstellwinkel β, Grad	— 4,6	— 3,7	— 3,3	— 2,4	— 1,3	0,0	Grad
Verkleinerung	0,781	0,813	0,830	0,867	0,921	0,985	—
deshalb sin φ =	0,073	0,055	0,047	0,033	0,018	0,003	—
und Steigwinkel φ, Grad	4,2	3,1	2,7	1,9	1,0	0,2	Grad
Steiggeschwindigkeit	2,56	1,93	1,65	1,16	0,63	0,11	m/s
Mittelwert derselben	—	2,24	1,79	1,40	0,89	0,37	m/s
also Steigzeit in s	—	563	257	711	1248	2688	s
und Steigzeit in min	—	9,4	4,3	11,8	20,8	44,8	min
Gesamte Steigzeit, min	0,0	9,4	13,7	25,5	46,3	91,1	min
Horizontalgeschwindigkeit	34,9	34,9	35,0	35,0	35,0	35,0	m/s
Mittelwert derselben	—	34,9	34,9	35,0	35,0	35,0	m/s
also Flugweite in m	—	19680	8980	24900	43680	94100	m
Gesamte Flugweite, km	0,0	19,7	28,7	53,6	97,2	191,3	km

einander liegen. In Tafel 2 sind zwischen Erdboden und Gipfelwert nur 5 Höhenstufen eingeschaltet.

Man könnte versuchen, diese Verhältnisse auch mit Hilfe der Schubkurve herzuleiten. Dabei hätte man den Vorteil, daß der ansteigende Flug einfach durch Parallelverschiebung der Schraubenzuglinie dargestellt werden kann, aber den Nachteil, daß einer Änderung von Gewicht, Luftdruck oder Höhe hier eine proportionale Vergrößerung oder Verkleinerung der Schubkurve entspricht. Damit wird man zwar unabhängiger von einer speziellen Annahme über die Natur der Schraubenkraftlinie; aber Aufgaben, wie die in Zahlentafel 2 durchgeführte, sind ungleich schwerer zu lösen, weil man die proportionale Schubkurve tatsächlich konstruieren müßte, während bei dem oben dargestellten Verfahren mit der Hubkurve die Verkleinerungsverhältnisse unmittelbar an den Auftriebstrahlen bis zur Geschwindigkeitslinie oder bis zur Hubkurve abgegriffen werden können.

9. Der absteigende Flug.

Es bedarf wohl kaum der Erwähnung, daß der absteigende Flug mit voller Motorleistung, unter dem Winkel $(-\varphi)$, bei dem der Schraubenzug um den Betrag $G \cdot \sin(-\varphi)$ verkleinert, also um $G \cdot \sin \varphi$ vergrößert wird, in ganz analoger Weise durch Verschiebung der Schraubenkraftlinie nach oben, also durch Vergrößerung der Hubkurve dargestellt werden kann. In diesem Falle tritt freilich die Komplikation hinzu, daß das reduzierte Fluggewicht $G \cdot \cos \varphi$ jetzt nicht mehr mit G vertauscht werden darf, da φ , z. B. beim Sturzflug, beträchtliche Werte annehmen kann. Also muß auch die Gewichtslinie hier nach unten verschoben werden.

Die Schubkurve würde daher ebenfalls im Verhältnis $\cos \varphi$ verkleinert werden müssen, wenn man mit ihr rechnen wollte. Sonst bietet dieser Fall nichts grundsätzlich Neues.

10. Der Gleitflug.

Dagegen ist hier der Gleitflug ohne Motor von Interesse. In diesem Fall wirkt als vorwärts treibende Kraft lediglich die tangential zur Flugbahn gerichtete Komponente des Gewichtes, $-G \cdot \sin \varphi$. Die Strahlen des Widerstandsbüschels sind also hier mit einer Wagerechten in diesem Abstand zum Schnitt zu bringen. An Stelle der Hubkurve tritt daher eine »Gleitkurve«. Dagegen bleibt die Schubkurve unverändert, wird nur im Verhältnis $\cos \varphi$ verkleinert und gibt durch ihren Schnittpunkt mit der Linie $-G \cdot \sin \varphi$ den Anstellwinkel und die Geschwindigkeit des unbeschleunigten Gleitfluges unter diesem Winkel $-\varphi$ an. Von der Gleitkurve aber hat jedesmal nur ein Punkt Gültigkeit, nämlich der Schnittpunkt mit der Gewichtslinie. Für geänderte Gewichte ändert sich die Gleitkurve selbst proportional.

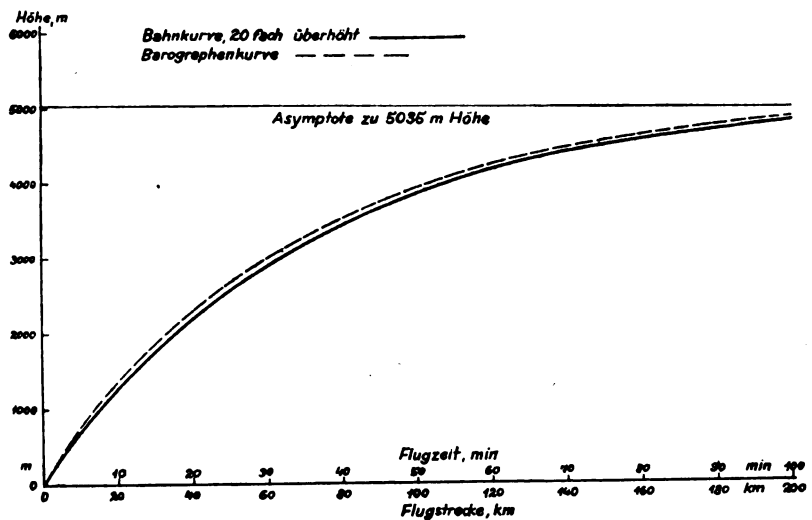
Den Anstellwinkel, die Geschwindigkeit und den Bahnwinkel des flachsten Gleitens erhält man aus dem Berührungspunkt der wagerechten Tangente an die Schubkurve, oder aus der ursprünglichen Hubkurve, wenn man an sie die Tangente legt, die durch den Schnittpunkt der Schraubenzuglinie mit der Abszissenachse geht. Denn diese beiden Tangenten entsprechen dem besten Verhältnis des Widerstandes zum Auftrieb, also der besten Gleitzahl.

Aus den Kurvendarstellungen erkennt man noch, daß Gewicht, Luftdichte oder Flughöhe beim Gleitflug nicht mehr auf den Anstell- und den Gleitwinkel, sondern nur noch auf die Gleitgeschwindigkeit einwirken.

11. Zusammenfassung.

1. Die bisherigen Kurvendarstellungen zur Mechanik des Fluges werden erörtert.
2. An den Gleichgewichtsbedingungen für den wagerechten Flug wird eine andere Darstellungsart, die »Hubkurve«, hergeleitet, sowie ihre Umkehrung, die »Schubkurve«, die den bisherigen Darstellungen ähnelt.
3. An diesen Kurven werden die Flugeigenschaften bei verschiedenem Gewicht, bei verschiedener Luftdichte und Flughöhe, sowie bei Änderungen an Motor und Luftschraube untersucht.

4. Die Verhältnisse beim an- und absteigenden Flug, ferner beim Gleitflug lassen sich aus den Kurven ebenfalls leicht entnehmen.



Figur 2. Steigkurve (20-fach überhöht, ausgezogen) und Barographenkurve (gestrichelt), die aus Fig. 1 unter der Annahme gleichbleibender Bahngeschwindigkeit (35 m/s = 126 km/h) durch gliedweise Integration nach Zahlentafel 2 abgeleitet wurden.

5. Durch stufenweise Auswertung sind aus der Hubkurve auch die Flugzustände, die Steig- und Barographenkurven bei verschiedenen Vorschriften für den Aufstieg (z. B. mit konstantem Staudruck und mit gleichbleibender Bahngeschwindigkeit) zu ermitteln.

Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren.

Von Dr.-Ing. Otto Theodor Steinitz.

(Schluß aus Heft 3/4.)

B. Pendelrahmen mit desaxialer Lagerung.

Wir haben gesehen, daß sämtliche Pendelrahmen mit axialer Lagerung erhebliche konstruktive Schwierigkeiten bieten, wenn der Aufbau nicht nur die Forderung der axialen Pendelung, sondern auch die übrigen, im ersten Teile entwickelten Konstruktionsbedingungen erfüllen soll. Auch die Anordnung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt hat nicht alle Schwierigkeiten restlos beseitigt.

Es liegt daher nahe, zu prüfen, ob nicht von der Bedingung der Pendelung um die Motorachse abgegangen werden kann, ohne daß die Messung fehlerhaft wird oder wenigstens, ohne daß die dadurch bedingten Fehler unzulässig groß werden. Dieser Versuch, welcher auf den ersten Blick wenig Erfolg versprechen mag, ist um so notwendiger, als eine Reihe der berufensten Stellen schon vor längerer Zeit, jedenfalls vor der Erbauung der Prüfstände der Deutschen Versuchsanstalt und der Technischen Hochschule zu Charlottenburg, Pendelrahmen mit desaxialer Lagerung benutzten.

1. Pendelung um feste Lager.

Nachdem die Forderung der axialen Lagerung fallen gelassen worden ist, kann der Aufbau des Motors auf dem Pendelrahmen in zweckentsprechender Weise leicht bewirkt werden, wobei die Anordnung der Pendellager über oder unter dem Motor oder seitlich stattfinden kann. Die seitliche Lagerung hat bisher keine Freunde gefunden, während die Lagerung unter dem Motor in Frankreich vorzuherrschen scheint.

Die wichtigste französische Prüfanlage ist die des Automobile Club de France, und hier finden wir auch die älteste größere Pendelrahmenanlage zur Prüfung von Flugmotoren. Sie ist beschrieben im »Bulletin Officiel« der technischen Commission des Clubs vom Juni 1911 unter dem Titel »Plateforme

Dynamometrie«. Prüfergebnisse und weitere Bemerkungen über die Anlage finden wir bei M. G. Lumé, »Résultats et Interprétation d'Essais de Moteurs d'Aviation«.

Die erwähnten Veröffentlichungen betonen bereits die Notwendigkeit, die Prüfungsbedingungen dem Flugbetriebe anzupassen. Demgemäß sind auch in mancherlei Hinsicht die Forderungen unter A erfüllt.

Der hohe, freie Aufbau des Motors auf zwei unversteiften Holzbalken, die sich ihrerseits auf hohe Winkeleisen stützen, bietet eine gewisse Elastizität (Ford. 1), läßt den Windflügeln reichlich Spielraum (Ford. 2) und behindert nicht den Luftzug (Ford. 3). Freilich hat man bald die Erfahrung gemacht, daß der von der Schraube erzeugte Luftstrom ein Drehmoment auf den Pendelrahmen ausübt, weshalb zur Ergänzung der Prüfungen mittels Luftschraube Prüfungen mit Windflügeln unbedingt erforderlich sind. Diese Ergänzungsprüfungen, die beim Wettbewerb im Dezember 1911 auch vorgenommen wurden, besaßen demzufolge nicht den Vorteil der korrekten Luftströmung.

Eine Schrägstellung der Motoren sieht die Konstruktion nicht vor, ebensowenig die Einschließung in eine luftdichte Kammer, welche jedoch bei dieser Bauart ausführbar erscheint.

Etwaige durch die Drehachse gehende Einzelkräfte besitzen mit Bezug auf die Pendelachse einen erheblichen Hebelarm und geben daher zu Meßfehlern Veranlassung, und es scheint, daß dieselben gar nicht beachtet wurden, eine Vernachlässigung, welche dem Verfasser sehr bedenklich erscheint.

Noch bedenklicher dürfte nach den vorher angestellten Erörterungen im Zusammenhang damit die Vernachlässigung der Auspuffreaktion sein. Die veröffentlichte Abbildung des gesamten Prüfstandes zeigt einen Motor, dessen Auspuffrohr mit Bezug auf die Pendelachse einen Hebelarm von ca. 1 m haben. Dieser ist bedeutend größer als bei axialer Pendelung möglich wäre. Der Meßfehler berechnet sich nach S. 4 zu ca. 5,4 mkg für einen 100 PS-Motor oder zu rd. 10%. Bei dem abgebildeten Motor dürfte die Leistung um etwa diesen Betrag zu klein gemessen worden sein.

Den veröffentlichten Prüfungsergebnissen kann demnach nur wenig Wert zugesprochen werden.

Die sehr sorgfältige Ausbildung der Pendellagerung und der Wägevorrückung läßt vermuten, daß die Empfindlichkeit des Rahmens recht gut ist. Der Reibungsradius ist sehr gering. Die Last wird bei der vorliegenden Anordnung nur einmal von Lagern getragen. Das Trägheitsmoment des Pendelsystems ist groß, weshalb trotz der guten Empfindlichkeit eine genügende Dämpfung vorhanden ist. In dieser Beziehung sind die desaxialen Rahmen den axialen bedeutend überlegen.

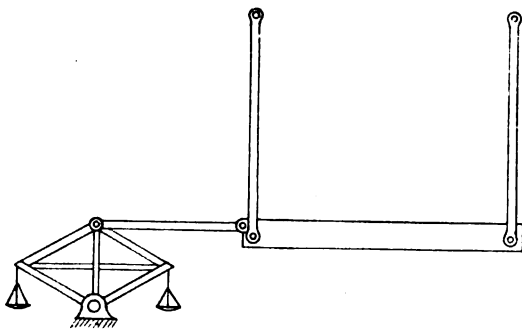


Fig. 17.

Nebenbei sei erwähnt, daß das Laboratorium eine vorzügliche Einrichtung zur stroboskopischen Tourenmessung besitzt, wodurch am Pendelrahmen eine besondere Einrichtung dafür gespart wird.

Eine axiale Schubmessung ist nicht vorgesehen, könnte aber leicht angebracht werden.

Das Auswiegen des Motors im montierten Zustande erscheint möglich, da der Motor mit Bezug auf die Pendelachse auch einen seitlichen Hebelarm besitzt. Aus den Prüfungsberichten ist nicht zu ersehen, ob von dieser Möglichkeit Gebrauch gemacht wurde.

Im Prinzip ähnlich, aber viel primitiver ist der kleine Pendelrahmen, den die französische Gnome-Motoren-Gesellschaft ihren Kunden zur Bremsung der Gnome-Motoren lieferte.

Der einfache fahrbare Rahmen (vgl. Z. d. V. D. I. vom 8. III. 1913) ähnelt äußerlich den im ersten Abschnitte beschriebenen Bauarten, unterscheidet sich jedoch von diesen dadurch, daß die Pendelung um eine unter dem Motor gelagerte Achse stattfindet. Ebensowenig wie jene ist diese Ausführung wissenschaftlichen Anforderungen gewachsen. Freilich dürften ihre Herstellungskosten sehr gering sein.

Die Daimler-Motoren-Gesellschaft hat sowohl in ihrem Stammhaus in Untertürkheim als auch in ihrer Motorenfabrik in Marienfelde Pendelrahmen errichtet, die in mehrfacher Hinsicht bemerkenswert sind. Da Veröffentlichungen über die Konstruktion nicht existieren, kann leider nur kurz auf dieselbe eingegangen werden.

Die Aufhängung des Motors an Stangen ermöglicht eine gewisse Freiheit der Schwingung und war für die Konstruktion der Deutschen Versuchsanstalt (vgl. S. 27) vorbildlich. Sie hat die bereits oben erwähnten Vorzüge.

Besonders günstig ist es, daß der Pendelrahmen auf einem hohen Gerüst in freier Luft steht. Freilich wird bei rauhem Winterwetter der Betrieb für Personal und Motor sehr unangenehm.

Eine Schrägstellung des Pendelrahmens ist nicht vorgesehen. Auch die Einschließung in eine luftdichte Kammer ist bei der vorhandenen Ausführung nicht tunlich.

Die Drehmomentmessung ist mit mehreren Fehlern behaftet, so daß der Pendelrahmen wohl zum Vergleich ähnlicher Motoren derselben Firma, nicht aber zur Erprobung wesentlich verschiedener Bauarten geeignet ist. Da die Firma Daimler bekanntlich mit der Ausarbeitung neuer Typen, wie hängender Motoren, Stahlzylindermotoren usw., bahnbrechend vorangeht, dürfte gerade für diese Firma eine mangelhafte Messung vom Übel sein.

Die Fehler rühren hauptsächlich her aus Verstößen gegen die Forderungen 6 und 7. Sowohl das Fehlerdrehmoment von einzelnen Kräften mit Bezug auf die Pendelachse als auch das Fehlerdrehmoment der Auspuffreaktion wird bei den Messungen der Firma außer acht gelassen.

Sehr günstig ist dagegen bei diesem Pendelrahmen die Dämpfung durch die Trägheit des Systems. Dieser Vorteil wird hauptsächlich durch die schweren weit ausladenden Träger für die Aufnahme der Meßgewichte erreicht. Die robuste und in den Ausmaßen reichliche Ausführung läßt auch die Anbringung einer Antriebsmaschine (Ford. 8) oder einer Rüttelvorrichtung (Ford. 14) als gut möglich erscheinen. Soweit mir bekannt ist, ist allerdings von diesen Möglichkeiten kein Gebrauch gemacht worden.

Die Einrichtung zum Messen des Axialschubes gibt eine einfache und zweckmäßige Lösung der Aufgabe, den Axialschub in beiden Richtungen feststellen zu können. Sie ist in Fig. 17 schematisch dargestellt.

Die Wägung des Motors im montierten Zustande ist leider nicht vorgesehen.

2. Pendelung um Metazentrum.

Ein besonders eigenartiger Weg zur Lösung des vorliegenden Problems besteht darin, daß man den Pendelrahmen durch einen Schwimmkörper ersetzt. Auf diesem Schwimmkörper wird dann der Motor in Betrieb gesetzt und unter dem Einfluß der Motorreaktion sucht sich der Schwimmkörper um sein Metazentrum zu drehen. Das auftretende Drehmoment kann nun auf zweierlei Art gemessen werden.

Bei der ersten Art dimensioniert man den Schwimmkörper so, daß er nach erfolgtem Ausschlag wieder eine Gleichgewichtslage findet und mißt die Größe des Ausschlages. Nach vorangegangener Eichung der dazu nötigen Winkelskala mit Gewichten von bekannter Größe und bekanntem Hebelarm ist man dann in der Lage, das vorhandene Drehmoment abzulesen.

Das die tragende Flüssigkeit enthaltende Gefäß braucht nur wenig größer zu sein, als der Schwimmkörper selbst ist. Versuche mit solchen Einrichtungen haben im Auslande mehrfach stattgefunden.

Bedeutend vorteilhafter erscheint die andere Möglichkeit, welche darin besteht, daß das Drehmoment jedesmal sofort durch Gegengewichte ausgeglichen wird. Dabei behält näm-

lich der Schwimmkörper immer seine normale Lage, wodurch zwei entscheidende Vorteile erreicht werden: Erstens kommt die schwierige Bestimmung des jeweiligen Drehzentrums in Fortfall. Dasselbe ist vielmehr stets das gleiche. Seine Kenntnis ist wegen der oben erörterten Fehlerquellen unbedingt notwendig. Zweitens ermöglicht die stets aufrechte Stellung des Schwimmkörpers die Ausbildung desselben als Schiff. Der Versuch kann dann in freier Fahrt vorgenommen werden, wobei in mancherlei Hinsicht eine vollkommenere Anpassung an den wirklichen Flugbetrieb erreicht wird als dieses bei einem festen Prüfstande je möglich wäre. Freilich verursacht die Mitnahme des Personals und die Zufälligkeiten von Wind und Wellen mancherlei Störungen, und es scheint mir fraglich, ob bei einem solchen Fahrbetriebe eine ähnliche Exaktheit der Messungen erreicht werden kann, als bei einem gut ausgebildeten ortsfesten Prüfstande.

3. Pendelung um bewegliche Lager.

Wir haben gesehen, daß sämtliche Pendelrahmen mit desaxialer Lagerung wohl große Vorteile besitzen, nämlich in bezug

auf den freien Aufbau des Motors und das große Trägheitsmoment des schwingenden Systems, aber mit erheblichen Fehlerquellen belastet sind. Andererseits war die Pendelung mit axialer Lagerung zum Teil von diesen Fehlerquellen frei, aber mit Bezug auf die beiden oben erwähnten Punkte minderwertig und dazu schwerfällig und teuer. Es gilt also, eine Konstruktion zu schaffen, welche die Vorzüge beider Systeme ohne deren Nachteile vereinigt.

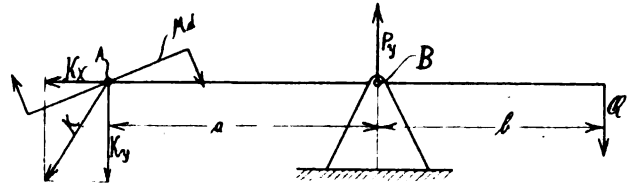


Fig. 18.

Die Lösung dieser Aufgabe erblickt der Verfasser in der von ihm vorgeschlagenen Anordnung. Dieselbe beruht auf

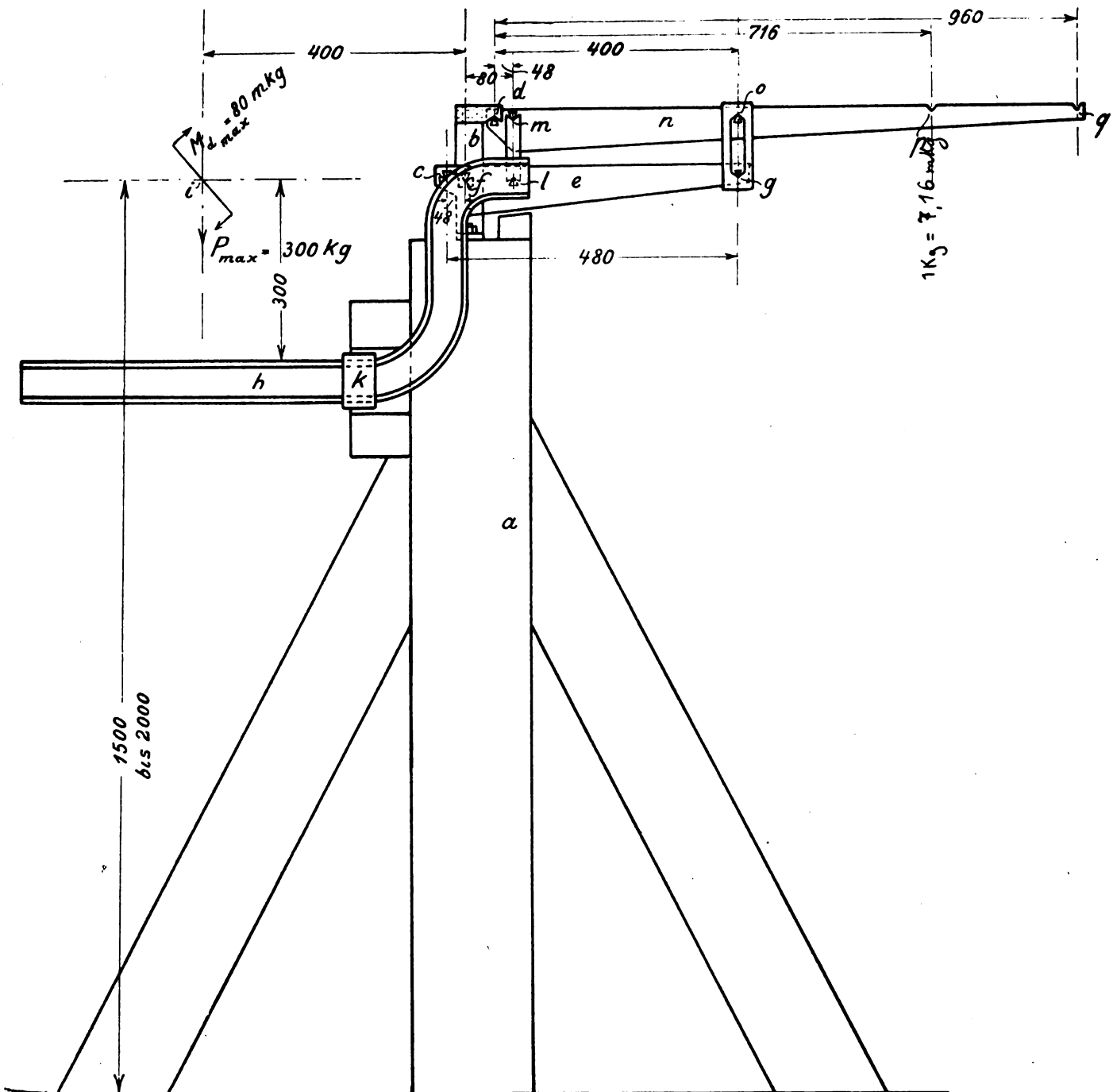


Fig. 19.

dem Grundgedanken, daß für die Messung auch die Stützkraft benutzt werden, welche in dem Pendellager auftreten. Sind diese bekannt, so kann die genaue Bestimmung des reinen Drehmoments auch bei desaxialer Lagerung erfolgen (vgl. D.R.P. 270275). Um die angestrebten konstruktiven Vorteile zu erreichen, genügt eine seitliche Verschiebung der Pendelachse aus der Motorachse, während die Höhenlage ungeändert bleiben kann. Dann genügt auch die Messung der vertikalen Komponente des Lagerdruckes.

Diese Anordnung ist in Fig. 18 schematisch dargestellt. An der Motorwelle A greift das Drehmoment M_d und die Einzelkraft K an, welche in die Komponenten K_y und K_x zerlegt werden kann. Die Vertikalkomponente des Lagerdruckes sei P_y . Das Meßgewicht sei Q . Es gelten offenbar die Gleichgewichtsbedingungen:

$$K_y + Q = P_y \\ M_d + bQ = aK_y,$$

aus denen unter Elimination von K_y

$$M_d = aP_y - (a + b)Q$$

folgt. Dabei gelten die positiven Vorzeichen für die Pfeilrichtungen der Fig. 18.

Es sind also bei dieser Anordnung im Gegensatz zu allen vorher beschriebenen Pendelrahmen zwei Größen zu messen (P_y und Q). Diesem meßtechnischen Mehraufwande entspricht der Vorteil, daß auch über die Einzelkraft eine Angabe gemacht werden kann. So folgt z. B. aus obigen Gleichungen

$$K_y = P_y - Q.$$

Da man jedoch häufig für diese Angabe geringes Interesse hat, wird man gern auf dieselbe verzichten, um mit einer Messung auszukommen. Dies ist möglich, wenn man die beiden zu messenden Kräfte so auf eine gemeinsame Anzeigevorrichtung wirken läßt, daß ihre Einwirkung den oben errechneten Hebelarmen proportional ist. Konstruktiv läßt sich dies z. B. durch elektrische oder hydraulische Betätigung der Anzeigevorrichtung erreichen, am einfachsten aber durch Anwendung eines Hebels, an welchem die beiden Kräfte mit passenden Hebelarmen angreifen.

Wählt man diese letztere Methode, so erhält man im ganzen ein Hebelsystem, bei dem das Drehmoment des Motors durch eine Kraft z. B. ein Gewicht im Gleichgewicht gehalten wird, auf welche Einzelkräfte durch die Motorwelle keinen Einfluß haben. Das ist natürlich nur möglich, wenn ein Ausschlag des gedachten Hebelsystems lediglich eine Drehung und keine Verschiebung der Motorachse bewirkt. In dieser Weise betrachtet, kommt die Anordnung auf einen kinematischen Ersatz der Pendelung um die Motorachse hinaus und ist daher im gewissen Sinne den Bauarten nach Abschnitt A3 anzugliedern. In der allgemeinen Form der doppelten Messung allerdings unterscheidet sich die Anordnung des Verfassers von der dort aufgeführten Pendelung um eine ideelle Achse grundsätzlich.

Die Messung der Kräfte P_y und Q kann auf jede der üblichen Arten (Gewichte, Dynamometer, Meßdosen) erfolgen und ist daher für die vorgeschlagene Bauart nicht typisch. Zunächst hat der Verfasser die an anderen Stellen am besten bewährte Gewichtswägung in Aussicht genommen. Das diesbezügliche Projekt, das für die Firma Dr. Max Levy in Berlin entworfen wurde, ist in Fig. 19 dargestellt. Diese Skizze zeigt nur den wagentechnischen Teil der Vorrichtung. Die Einrichtungen zur Schrägstellung, elastischen Lagerung u. dgl. lassen sich jedoch, wie leicht einzusehen, ohne Schwierigkeit an dem für den Motoraufbau dienenden Wagenhebel anbringen. Bei der skizzierten Bauart ist die oben erwähnte Reduktion der Doppelwägung auf eine einzige mittels eines besonderen Wägebels vorgesehen.

Die Wage ist auf einem hölzernen Bock a montiert, dessen Höhe dadurch bedingt ist, daß die Windflügel am Boden vorbeigehen müssen. Auf dem Bock a befindet sich der feste Ständer b aus zusammengenieteten Flacheisen, welcher die Pfannen c und d trägt. Die zu c gehörigen Schneiden sitzen in dem Hebel e , der aus zwei Flacheisen besteht. Letzterer besitzt außerdem noch Pfannen f und Schneiden g . In

der Pfanne f ist die Schneide des Hebels h gelagert. Dieser besteht aus zwei gebogenen U-Eisen. Das längere freie Ende von h dient zur Aufnahme des Motors. Auf ihm werden Holzbalken und hölzerne Zwischenkeile so angeordnet, daß die Motorwelle genau auf die Mitte i eingestellt werden kann. Um diese Einstellung zu kontrollieren, befindet sich ein Stück vor der Wage, ein in der Skizze nicht gezeichneter Pfahl mit einer feinen Bohrung, deren Achse durch i geht. Der Hebel h besitzt ferner eine Armierung k aus Gummi oder Leder, welche bei Schwingungen der Wage an vorstehende Teile des Bockes a stößt. Schließlich wirkt der Hebel h mittels der Schneide l auf ein Gestänge und die Schneide m des Hebels n . Der Hebel n ist einerseits in der festen Pfanne d gelagert, andererseits steht er durch die Schneide o und ein Gehänge mit der Schneide g in Verbindung.

Die Bestimmung des Drehmoments geschieht durch Aufhängung von Gewichten in p und zwar sind zur Ausbalanzierung von 7,16 mkg 1 kg-Gewicht notwendig.

Daß Einzelkräfte in i auf die Größe des Gewichtes in p keinen Einfluß haben, zeigt auch folgende kleine kinematische Überlegung:

Macht der Hebel n einen kleinen Ausschlag, so daß sich o um den Betrag d_y senkt, so senkt sich g ebenfalls um d_y

und m und l um den Betrag $d_y \cdot \frac{48}{400}$. Aus der Betrachtung des Hebels e (c, f, g) folgt ferner, daß sich f um den Betrag

$d_y \cdot \frac{48}{480}$ senkt. An dem Hebel h , welcher den Motor trägt,

kennen wir also die Verrückungen der Punkte l und f , welche sich wie 6 : 5 verhalten. Der Pol der Bewegung von h liegt also um den fünffachen Betrag des Abstandes fl über l hinaus oder in i , was zu beweisen war.

Soll die Vorrichtung nicht zur Bestimmung des Drehmoments sondern als Wage benutzt werden, so wird das Gehänge zwischen g und o entfernt. Der Hebel e legt sich dann gegen einen Anschlag des Bockes a und ist so festgestellt. Die Wägung geschieht durch Aufhängung von Gewichten in q , und zwar ist zur Ausbalanzierung von einem Gewichte von 4 kg in i ein Gewicht von 1 kg in q erforderlich.

Die vorgeschlagene Anordnung ermöglicht die freie Aufstellung des Motors in einer dem Flugbetriebe entsprechenden Weise, ebensogut wie die Anordnungen aus Abschnitt BI.

Selbstverständlich ist der Motor auf Holmen von richtiger Elastizität zu betten. Es eignet sich dafür das auch sonst meist verwendete Holz, jedoch in schwächeren Profilen. Nach den Ausführungen S. 7 ff. wird die Dimensionierung errechnet werden können.

Besonders einfach ist die Schrägstellung des Motors nach der Seite hin. Es genügt dafür die Schwenkung des Hauptwagebalkens. Für die Schrägstellung nach vorn und hinten ist ein geeigneter Bewegungsmechanismus am vorderen Hebelende anzubringen.

Die Veränderung des Auspuffhebelsarmes (Ford. 7) kann auf verschiedene Weise erfolgen. Entweder wird nur das Auspuffrohr anders gestellt, wie es auch bei anderen Bauarten möglich ist, oder aber der Motor wird auf dem Wagebalken verschoben. Der letztere Weg erscheint als der korrektere, da dabei dem Motor selbst keinerlei Abweichung von seinen normalen Anordnungen zugemutet wird.

Es ist anzunehmen, daß bei sorgfältiger Ausführung meiner Bauart eine sehr große Empfindlichkeit erreicht werden kann. Das Gewicht des den Motor tragenden Rahmens braucht nicht allzu groß zu sein. Dazu kommt, daß die Lagerstelle seitlich liegt, wodurch man für die zweckmäßige Ausbildung der Lagerung völlig freie Hand gewinnt. Der Reibungsradius wird also sehr klein. Durch Anwendung von Schneiden kann die Empfindlichkeit bis zu der guter Balkenwagen gesteigert werden.

Diese große Empfindlichkeit ist namentlich auch deshalb unbedenklich, weil die Dämpfung andererseits sehr günstig ausfällt. Die Trägheit des pendelnden Systems ist bei dieser Konstruktion viel größer als bei jeder anderen, weil die ganze Masse des Motors einen erheblichen Trägheitsradius bei der Bewegung um die Pendelachse besitzt. Wahrscheinlich wird infolgedessen auf eine Flüssigkeitsdämpfung verzichtet werden können.

Die Messung der Tourenzahl wird zweckmäßig stroboskopisch oder elektrisch ausgeführt.

Der Axial Schub wird durch ein Dynamometer gemessen, welches den Pendelrahmen verhindert, die ihm sonst frei gegebene Drehung um eine vertikale Achse auszuführen. Das Dynamometer kann unmittelbar am Motor oder aber am entgegengesetzten Hebelende angebracht werden.

Einen besonderen Vorteil bietet die vorliegende Konstruktion bei der Bestimmung des Motorgewichts. War die Wage vorher tariert, so kann der Motor nach der Montage wie auf jeder anderen Wage gewogen werden, ein Vorteil, den keine der anderen Konstruktionen besitzt.

Demnach erscheinen alle Schwierigkeiten, welche der Anwendung des Pendelrahmens zur Prüfung von Flugmotoren im Wege stehen, beseitigt.

Bei der Abfassung dieser Arbeit wurde ich von verschiedenen Seiten teils durch Erteilung von Auskunft, teils durch Überlassung von Material in liebenswürdigster Weise unterstützt, so insbesondere von dem Advisory Committee for Aeronautics, dem Automobile Club de France, Herrn Professor Baer von der Technischen Hochschule zu Breslau, Herrn Dr.-Ing. Becker vom Laboratorium für Gas kraftmaschinen der Technischen Hochschule zu Berlin, Herrn Chefredakteur Béjeuhr von der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik, der Firma Benz in Mannheim, der Firma Daimler in Untertürkheim und Berlin-Marienfelde, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Adlershof, der Firma A. Dinse in Berlin-Reinickendorf, dem Luftschiffbau Zeppelin und der Neuen Automobil-Gesellschaft.

Allen diesen Herren, Vereinen und Gesellschaften spreche ich an dieser Stelle meinen herzlichsten Dank aus.

Ferner wurden bei der Arbeit folgende Literaturquellen benutzt:

Advisory Committee for Aeronautics, Interim report on the work for the year 1910—11. London 1910.

Dasselbe, Report on the Tests of petrol motors in the Alexander motor prize competition 1911. London 1912.

André, Moteurs d'Aviation et de Dirigeables.

Automobile Club de France, Bulletin Officiel de la Commission technique. Neuilly-sur-Seine, Juni 1911.

Baer, Neuere Versuchseinrichtungen im Maschinenlaboratorium der Kgl. Techn. Hochschule Breslau. Z. d. V. D. I., 12. September 1914.

Baumann, Der Kaiserpreiswettbewerb. Der Motorwagen, 20. Febr. 1913ff.

Becker, D. R. P. 267168, 1913.

Bejeuhr, Luftschrauben. München und Berlin 1912.

Bendemann, Die Versuchsanlage für den Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor. Z. d. V. D. I., 16. Nov. 1912.

Derselbe, Die Durchführung und das Ergebnis des Wettbewerbes um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor. Z. d. V. D. I., 29. März 1913.

Derselbe, Die Entwicklung der Flugtechnik in Deutschland und die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt. Technische Rundschau, 11. Juni 1913.

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, D. R. P. 259924, 1913.

Dierfeld, Betriebs- und Arbeitsverfahren bei der Neuen Automobil-Gesellschaft A.-G. in Oberschöneweide. Technik und Wirtschaft, Juli 1913.

Fhr. v. Doblhoff, Über Flugmotorenuntersuchungen. Jahrbuch d. Wiss. Ges. f. Luftfahrt 1914/15.

Horseless age, A. C. A.'s. New Engine Testing Dynamometer, 14. September 1910.

Langer und Finzi, Die Messung der mechanischen Leistung durch elektrische Pendelmaschinen. Z. d. V. D. I., 10. Januar 1914.

Lilienthal, Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst.

Lumet, Résultats et Interprétation d'Essais de moteurs d'aviation. Paris 1912.

Madelung, Bemerkung zur Versuchsanlage für den Kaiserpreis. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 28. Dezember 1912.

Riedler, Neue Prüfstände für Automobil- und Flugmotoren. Technische Rundschau, 17. Dezember 1913.

Scheit, Bestimmung der Leistung von Motor und Propeller eines startbereiten Flugzeuges. Deutsche Luftfahrerzeitschrift, Band XVI, Heft 8.

Derselbe, Prüfung im Pendelrahmen. Allgemeine Automobilzeitung 1912, Bd. II, Nr. 18.

Derselbe, Vorrichtung zur gleichzeitigen Messung des Axialschubes und des Drehmomentes von Motoren. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 28. März 1914.

Seppeler, Über Flugmotorenuntersuchungen. Jahrbuch d. Wiss. Ges. f. Luftfahrt 1914/15.

Steinitz, Die Prüfung von Flugmotoren. Der Motorwagen, 20. Februar 1913.

Derselbe, Der Einfluß des Luftzustandes auf die Flugmotoren. Deutsche Luftfahrerzeitschrift, 19. März 1913.

Derselbe, Die Stoßkraft der Rauchgase von Flugmotoren. Der Motorwagen, 10. Oktober 1913.

Derselbe, D. R. P. 270275.

Derselbe, Ein neuer Pendelrahmen zur Prüfung von Flugmotoren. Deutsche Luftfahrerzeitschrift, 18. März 1914.

Vorreiter, Die vierte Pariser Luftschiffahrtsausstellung. Z. d. V. D. I., 8. März 1913.

Graf v. Zeppelin jr., Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1911, Heft 21.

Einführung in die Dynamik der Flugzeuge.¹⁾

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

Einleitung.

Als bedeutsamste Probleme der Flugzeugdynamik haben die Stabilitätstheorien bereits mehrfach Behandlung erfahren. Wiewohl es statthaft ist, in erster Näherung Längs- und Seitenstabilität gesondert zu erörtern, bleibt der Rechnungsvorgang derart verwickelt, daß die ersten Forscher sich zu numerischer Diskussion gedrängt sahen. Die unverkürzte algebraische Form der Stabilitätsbedingungen besitzt eine so abschreckende Unübersichtlichkeit, daß keinem Konstrukteur zugemutet werden darf, sich durch das Gewirr der Symbole hindurchzuarbeiten, um schließlich zu einer Ungleichung zu gelangen, deren Bedeutung er sich durch keinen geschlossenen Vorstellungsverlauf zur Anschauung zu bringen vermag. Erst die Zurückführung der mathematischen Forderungen auf Gebote der Mechanik gibt den rechnerischen Ergebnissen den Anschauungswert, dessen sie für ihre Verwendung in der Technik bedürfen. Dann handelt es sich nicht mehr um ein ziemlich willkürliches Kriterium, dem gewissenhaft, doch ohne Einsicht seiner Berechtigung, Genüge geschehen muß, sondern um eine dem Ingenieur durchaus geläufige Aufgabe: durch konstruktive Maßnahmen dafür zu sorgen, daß Störungen Kräfte wachrufen, die das gefährdete Gleichgewicht wieder herstellen. Den Erfolg der Bemühungen, eingetretene Störungen des stetigen Bewegungszustandes durch dämpfende und rückführende Kräfte zu beseitigen, veranschaulicht man sich am besten wieder am Bewegungsverlauf selbst, wobei es genügt, die Halbwertszeit auf die Schwingungsdauer zu beziehen. Voraussetzung für diese technischen Berechnungen ist die Existenz von Näherungslösungen der biquadratischen Frequenzgleichung. Diese Wurzeln unter Berücksichtigung aller wesentlichen Einflüsse für Längs- und Seitenstabilität algebraisch zu bestimmen, ist die Aufgabe der vorliegenden Arbeit. Ihre Lösung ergab, auch hinsichtlich des Gleichgewichtes und der Steuerung, eine ganze Reihe Anregungen für das Entwerfen von Flugzeugen.

Die Längsschwingungen der Flugzeuge.

Behält eine in einem starren Körper feste Ebene bei dessen Bewegung ihre Lage im Raume bei, so ist das Bewegungsproblem zweidimensional und entsprechend den drei Freiheitsgraden durch drei Veränderliche vollkommen zu bestimmen. Es gelingt das Problem der Bewegungen eines Flugzeuges, das an sich dreidimensional ist, dahin zu vereinfachen dadurch, daß man eine vollkommene seitliche Symmetrie voraussetzt.²⁾

¹⁾ Die Dissertation »Einführung in die Dynamik der Flugzeuge mit besonderer Berücksichtigung der mechanischen Ähnlichkeit« erschien in vollem Umfang in den Forschungsarbeiten Heft 88 u. 89. Sie behandelt über den hier gegebenen neubearbeiteten Auszug hinaus: Aerodynamik, Modelltheorie, Statik und statische Stabilität, soweit sie als Grundlage für die technische Auswertung der mathematischen Folgerungen der Dynamik erforderlich sind.

²⁾ Diese Annahme bedeutet keine wesentliche Einschränkung des Wertes der Rechnungsergebnisse, denn sie ist in hohem Grade bei wirklichen Flugzeugen erfüllt. Vgl. den Abschnitt über die Kupplung von Längs- und Querbewegungen.

Ändert sich dann während des stetigen Flugs (Symmetrie-ebene senkrecht) durch äußere Ursache die Luftgeschwindigkeit der Größe (Boe, Luftloch) oder der senkrechten Richtung nach (Überfliegen von Bodenerhebungen, Waldrändern), so hat dies zwar eine Störung des Gleichgewichts zur Folge, die Resultierenden aller Kräfte liegen jedoch in der Symmetrie-ebene, und somit wird diese ihre Lage im Raume nicht ändern.

Die Wahl der drei Veränderlichen zur vollständigen Beschreibung der Bewegung liegt nahe. Der Luftwiderstand ist für ein gegebenes Flugzeug abhängig von zwei Veränderlichen: der Stellung des Flugzeugs gegenüber der augenblicklichen Flugrichtung und der Größe der Geschwindigkeit. Außer den Kräften des Luftwiderstandes wirkt nur noch das Gewicht. Es tritt zu Auftrieb und Rücktrieb in unmittelbare Beziehung durch Zerlegung in Komponenten senkrecht zur und in der Flugrichtung. Diese selbst wird daher als die dritte Veränderliche eingeführt. Die Richtung des stetigen Fluges schließe mit der wagerechten Ebene den Winkel ϑ ein (positiv nach unten gezählt). Die Änderungen dieses Winkels werden mit τ , die des Anstellwinkels mit δ , die verhältnismäßigen Änderungen der Geschwindigkeit mit ω bezeichnet.

Ferner bedeuten:

- G Gewicht des Flugzeugs.
- N Moment des Luftwiderstands um die wagerechte Querachse.
- S Schub der Schraube.
- X Komponenten des Luftwiderstandes entgegen der der Flugrichtung.
- Y Komponenten des Luftwiderstandes senkrecht zur Flugrichtung.
- U V W Änderungen von X Y N mit der Winkelgeschwindigkeit um die wagerechte Querachse.
- X' Y' N' Änderungen von X Y N mit dem Anstellwinkel des vordersten Flügels.
- r Trägheitshalbmesser für die wagerechte Querachse.
- s Hebelarm des Schubs für den Schwerpunkt.
- t Zeit.
- v Geschwindigkeit des stetigen Flugs.

Dann sind die dynamischen Gleichungen der Kräfte in der und senkrecht zur Flugrichtung sowie der Momente:

$$\frac{G}{g} \frac{d}{dt} (\omega v) = G \sin(\vartheta + \tau) - X(1 + 2\omega) - X'\delta - U \frac{d}{dt} (\delta - \tau) + S(1 - \chi\omega) \cos(\beta + \delta) \quad (1)$$

$$\frac{G}{g} v \frac{d\tau}{dt} = G \cos(\vartheta + \tau) - Y(1 + 2\omega) - Y'\delta - V \frac{d}{dt} (\delta - \tau) - S(1 - \chi\omega) \sin(\beta + \delta) \quad (2)$$

$$\frac{G}{g} r^2 \frac{d^2}{dt^2} (\tau - \delta) = -N(1 + 2\omega) - N'\delta - W \frac{d}{dt} (\delta - \tau) + S(1 - \chi\omega) s^1 \quad (3)$$

Das Moment der Luftkräfte N rechnet positiv im Sinne einer Vergrößerung des Anstellwinkels. Der Abstand s des Schwerpunkts von der Schubrichtung ist somit positiv zu zählen, wenn der Schub über dem Schwerpunkt angreift.

Die Gleichungen berücksichtigen eine Schrägstellung des Schubs gegenüber der Richtung des stetigen Flugs (Winkel β positiv im Sinne des Anstellwinkels zu zählen) und die Veränderlichkeit des Schubs mit der Marschgeschwindigkeit. Die Tangente an die Kurve S über v für die Abszisse v schneidet die Ordinatenachse in $(1 + \chi)S$. Dann folgt aus

$$\frac{dS}{dv} v = -\chi S \text{ mit } \frac{dv}{v} = \omega, \Delta S = -\chi S \omega.$$

Die in Betracht kommende Kurve S über v liegt zwischen den Kurven für unveränderliche Drehzahl und für unverän-

¹⁾ Mit $S=0$ und $\tau=0$ erhalten wir aus Gl. (53) die Gleichung der Schwingung eines im Windtunnel drehbar gelagerten Modells. Aus Messungen der Schwingungsdauer, Gl. (53), bei verschiedenen Luftgeschwindigkeiten oder Zusatzträgheitsmomenten können ($-N'$) und W empirisch bestimmt werden. Vgl. Bestimmung der drei Konstanten einer gedämpften Schwingung durch reine Zeitmessung. H. G. Bader, Zeitschrift für Instrumentenkunde, Januar 1915.

derliche Leistung¹⁾. Denn gewöhnlich steigt die Schraubendrehzahl bei Geschwindigkeitszunahmen infolge des gleichfalls abnehmenden Drehwiderstandes.

Wir können die Bewegungsgleichungen vereinfachen durch die Einführung der Gleichgewichtsbedingungen des stetigen Fluges:

$$G \sin \vartheta - X + S \cos \beta = 0 \quad (4)$$

$$G \cos \vartheta - Y - S \sin \beta = 0 \quad (5)$$

$$-N + Ss = 0 \quad (6)$$

Es entspricht nicht der Genauigkeit, die man von diesen Rechnungen in Rücksicht auf ihren infinitesimalen Charakter überhaupt fordern darf, Größen, die von zweiter Ordnung klein sind, beizubehalten. Danach sind die Cosinus der kleinen Winkel β und ϑ der Einheit gleichzusetzen. Es ist ferner in Gleichung (5) $S \sin \beta$ gegenüber G zu vernachlässigen. Für den Gleitflug ($S=0$) bezeichnen wir $\vartheta = \gamma$. Dann gilt:

$$\frac{X}{Y} = \text{tg } \gamma \quad (7)$$

$$\text{tg } \vartheta = \text{tg } \gamma - \frac{S}{G} \quad (8)$$

$$G = Y \quad (9)$$

$$N = Ss \quad (10)$$

Damit werden Gleichung (1) bis (3), wenn wir die Anzahl der Ableitungen nach der Zeit durch Punkte bezeichnen:

$$\frac{v}{g} \dot{\omega} = \tau - \text{tg } \gamma 2\omega - \frac{X'}{Y} \dot{\delta} - \frac{U}{Y} (\dot{\delta} - \dot{\tau}) - \frac{S}{G} (\chi\omega + \sin \beta \delta) \quad (11)$$

$$\frac{v}{g} \dot{\tau} = -\text{tg } \vartheta \tau - 2\omega - \frac{Y'}{Y} \dot{\delta} - \frac{V}{Y} (\dot{\delta} - \dot{\tau}) + \frac{S}{G} (\chi\omega \sin \beta - \delta) \quad (12)$$

$$\frac{1}{g} (\ddot{\tau} - \ddot{\delta}) = -\frac{Ss}{Gr^2} 2\omega - \frac{N'}{Yr^2} \dot{\delta} - \frac{W}{Yr^2} (\dot{\delta} - \dot{\tau}) - \frac{Ss}{Gr^2} \chi\omega \quad (13)$$

Der Wert von χ steht der Einheit nahe. Es fällt also in Gleichung (12) $\frac{S}{G} \chi \sin \beta$ gegenüber 2 , bzw. $\frac{S}{G}$ gegenüber $\frac{Y'}{Y}$ außer acht. In Gleichung (11) entsprechend $\frac{S}{G} \sin \beta$ gegenüber $\frac{X'}{Y}$. Der Einfluß des Fehlers wird später zu erörtern sein.

Wir setzen nun die Veränderlichen τ , ω , δ nach der Theorie der unendlich kleinen Schwingungen proportional $e^{i\lambda t}$, wobei λ_0 ersichtlich die Dimension sec^{-1} besitzt:

$$\begin{aligned} \dot{\omega} &= \lambda_0 \omega & \ddot{\tau} &= \lambda_0^2 \tau \\ \dot{\tau} &= \lambda_0 \tau & \ddot{\delta} &= \lambda_0^2 \delta \\ \dot{\delta} &= \lambda_0 \delta \end{aligned}$$

Hiernach und mit $\frac{v^2}{g} = 2h$ erscheinen die Gleichungen nun in der Form:

$$\frac{v \lambda_0}{g} \omega = \tau - \left(2 \text{tg } \gamma + \chi \frac{S}{G} \right) \omega - \frac{X'}{Y} \delta - \frac{Uv}{Y 2h} \frac{v \lambda_0}{g} (\delta - \tau) \quad (14)$$

$$\frac{v \lambda_0}{g} \tau = -\text{tg } \vartheta \tau - 2\omega - \frac{Y'}{Y} \delta - \frac{Vv}{Y 2h} \frac{v \lambda_0}{g} (\delta - \tau) \quad (15)$$

$$\left(\frac{v \lambda_0}{g} \right)^2 (\tau - \delta) = - (2 + \chi) \frac{S}{G} \frac{2hs}{r^2} \omega - \frac{N' 2h}{Yr^2} \delta - \frac{Wv}{Yr^2} \frac{v \lambda_0}{g} (\delta - \tau) \quad (16)$$

Das Beschleunigungsverhältnis

$$\lambda = \frac{v \lambda_0}{g} \quad (17)$$

¹⁾ Die graphische Ermittlung von χ wird in einem späteren Aufsatz angegeben werden.

erweist sich also als unabhängig von den absoluten Maßen einer Konstruktion, wenn die der Fluggeschwindigkeit entsprechende Fallhöhe den linearen Dimensionen proportional gehalten und die Massenverteilung (ν^2) nicht geändert wird (Theorie der Modelle). Bezeichnen wir noch:

$$\left. \begin{aligned} j &= 2 \operatorname{tg} \gamma + \chi \frac{S}{G}, & k &= -\frac{Uv}{Y 2h}, & x &= \frac{X'}{Y} \\ l &= -\frac{Vv}{Y 2h}, & y &= \frac{Y'}{Y} \\ n &= -\frac{N' 2h}{Y \nu^2}, & m &= -\frac{Wv}{Y \nu^2}, & z &= (2 + \chi) \frac{S 2hs}{G \nu^2} \end{aligned} \right\} (18)$$

so bedeuten die Konstanten des Flugzeugsystems (der Konstruktion) h, l, m, n, x, y nur Verhältnisse von Koeffizienten und Längen, da der Proportionalitätsfaktor der Kräfte in den Quotienten herausfällt. In j und z tritt neben die für den Vortrieb charakteristische Größe χ noch die mit der Höhensteuerung veränderliche $\frac{S}{G}$. Mit den Definitionen, Gleichung (18), können wir Gleichung (14) bis (16) schreiben, indem wir nach den Veränderlichen τ, ω, δ ordnen:

$$\left. \begin{aligned} (\lambda k - 1) \tau + (\lambda + j) \omega - (\lambda k - x) \delta &= 0 \\ (\lambda + \lambda l + \operatorname{tg} \vartheta) \tau + 2 \omega - (\lambda l - y) \delta &= 0 \\ (\lambda^2 + \lambda m) \tau + z \omega - (\lambda^2 + \lambda m + n) \delta &= 0 \end{aligned} \right\} \dots (19)$$

Die drei Gleichungen können nur bestehen, wenn die Determinante ihrer Koeffizienten verschwindet. Wir ziehen in dieser die dritte Kolonne von der ersten ab und vertauschen die zweite und dritte Zeile:

$$\begin{vmatrix} x - 1 & \lambda + j & \lambda k - x \\ -n & z & \lambda^2 + \lambda m + n \\ \lambda + y + \operatorname{tg} \vartheta & 2 & \lambda l - y \end{vmatrix} = 0 \dots (20)$$

Also:

$$(x - 1)(-\lambda^2 z - \lambda[2m - lz] - 2n - yz) + n(\lambda^2 l - \lambda[y - lj + 2k] - jy + 2x) + (\lambda + y + \operatorname{tg} \vartheta)(\lambda^3 + \lambda^2[j + m] + \lambda[n + jm - kz] + jn + xz) = 0 \dots (21)$$

Nach Potenzen von λ geordnet, ergeben sich so als Koeffizienten der biquadratischen Gleichung der gekoppelten Schwingungen:

$$\begin{aligned} \mathfrak{A} \lambda^4 + \mathfrak{B} \lambda^3 + \mathfrak{C} \lambda^2 + \mathfrak{D} \lambda + \mathfrak{E} &= 0 \dots (22) \\ \mathfrak{A} &= 1 \\ \mathfrak{B} &= \operatorname{tg} \vartheta + j + m + y \\ \mathfrak{C} &= 2 + \operatorname{tg} \vartheta j + n + \operatorname{tg} \vartheta m + jm + jy - 2x \\ &\quad + my + ln - kz \\ \mathfrak{D} &= (\operatorname{tg} \vartheta + j + lj - 2k)n + m(2 + \operatorname{tg} \vartheta j + jy \\ &\quad - 2x) + z(x + l[x - 1] - k[y + \operatorname{tg} \vartheta]) \\ \mathfrak{E} &= (2 + \operatorname{tg} \vartheta j)n + z(y + \operatorname{tg} \vartheta x) \end{aligned} \dots (23)$$

Die mathematischen Bedingungen der Stabilität.

Bevor wir uns der Diskussion der biquadratischen Gleichung zuwenden, ist es unerlässlich, an die Beziehungen der einfachen gedämpften Schwingung zu erinnern. Der Übergang zu zwei gekoppelten Schwingungen wird dann über die Bedeutung der Koeffizienten $\mathfrak{A} \dots \mathfrak{E}$ aufklären und zu Näherungslösungen führen.

Bedeutet C_0 die Masse oder das Trägheitsmoment des schwingungsfähigen Körpers, D_0 die dämpfende Kraft für die Einheit der Geschwindigkeit oder das dämpfende Moment für die Einheit der Winkelgeschwindigkeit und E_0 die elastische Kraft oder das rückführende Moment für die Einheit der Auslenkung x aus der Gleichgewichtslage, dann besteht die dynamische Beziehung:

$$C_0 \frac{d^2 x}{dt^2} + D_0 \frac{dx}{dt} + E_0 x = 0 \dots (24)$$

Die Substitution:

$$x = A_I e^{\lambda_I t} + A_{II} e^{\lambda_{II} t} \dots (25)$$

¹⁾ A_I und A_{II} sind Konstante, die durch Lage und Bewegungszustand zur Zeit $t = 0$ bestimmt sind. Konjugiert komplexen Werten λ_I, λ_{II} entsprechen konjugiert komplexe A_I, A_{II} .

führt zur Lösung; denn die Gleichung (24):

$$A_I e^{\lambda_I t} (C_0 \lambda_I^2 + D_0 \lambda_I + E_0) + A_{II} e^{\lambda_{II} t} (C_0 \lambda_{II}^2 + D_0 \lambda_{II} + E_0) = 0$$

kann zu jeder Zeit t nur erfüllt sein, wenn die beiden Klammern für sich verschwinden, also λ_I und λ_{II} die beiden Wurzeln der quadratischen Gleichung

$$C_0 \lambda_0^2 + D_0 \lambda_0 + E_0 = 0 \dots (26)$$

sind. Schreibt man:

$$\lambda_0 = \mu_0 \pm \nu_0 i^1) \dots (27)$$

so ist

$$\mu_0 = -\frac{D_0}{2 C_0} \dots (28)$$

$$\nu_0 = \sqrt{\frac{E_0}{C_0} - \left(\frac{D_0}{2 C_0}\right)^2} = \sqrt{\frac{E_0}{C_0} \left(1 - \frac{D_0^2}{4 C_0 E_0}\right)} \dots (29)$$

So lange $D_0^2 < 4 C_0 E_0$, ist ν_0 reell; die Exponenten der natürlichen Zahl sind konjugiert komplex: Die Funktion ist reell²⁾ periodisch mit einer Schwingungsdauer

$$T = 2 \pi : \nu_0 \operatorname{sec} \dots (30)$$

die Anfangsamplitude kommt auf den halben Wert nach:

$$H = -\frac{In 2}{2 \pi} \frac{\nu_0}{\mu_0} = -0,11 \frac{\nu_0}{\mu_0} \text{ Perioden} \dots (31)$$

Wird $D_0^2 > 4 C_0 E_0$, so geht die Schwingung in zwei sich überlagernde aperiodische Bewegungen über, die mit wachsendem D_0 immer langsamer asymptotisch der Gleichgewichtslage nähern. Während verschwindende Dämpfung der reinen harmonischen Schwingung zuführt, um beim Übergang zu negativen Werten Schwingungen mit wachsenden Amplituden zu zeitigen, erscheint auf der andern Seite ihre übermäßige Steigerung auch nicht vorteilhaft. In die Gleichgewichtslage selbst führt keine, wenn auch noch so vortreffliche Bemessung der Dämpfung; die unendlich langsame periodische Annäherung führt immer wieder darüber hinaus, die aperiodische erreicht sie nie ganz. Am günstigsten erscheint der Wert:

$$D_0 = \sqrt{4 C_0 E_0} \text{ bzw. } \frac{C_0}{E_0} = \left(\frac{D_0}{2 l_0}\right)^2 \dots (32)$$

der die Grenze beider Bewegungsarten bedeutet.

Die oben erwähnte Voraussetzung, daß D_0 überhaupt negativ werden könne, ist, wie schon die Bezeichnung »Dämpfung« andeutet, so selten erfüllt, daß man sich hinsichtlich der Unterscheidung der Arten des Gleichgewichts als stabil, indifferent, labil lediglich auf das Vorzeichen der rückführenden Kräfte bzw. Momente stützen zu dürfen glaubte. Das vorliegende Problem erfordert jedoch, den Begriff der Stabilität weiter zu fassen. Es kann sehr wohl sein, daß eine dem Ausschlag proportionale rückführende Kraft vorhanden ist und das Flugzeug dennoch eine gegebene Störung nicht zu überwinden vermag, d. h. zu der Bedingung $E > 0$ tritt $D > 0$. Eine Forderung, die mathematisch dahin ausgesprochen wird, daß der reelle Teil μ_0 der Wurzeln λ_0 negativ sein müsse. Ein positives μ_0 bei reellem ν_0 bedeutet eine Schwingung, deren Ausschläge fortwährend wachsen.

Bestehen nun zwei gekoppelte Schwingungen mit Konstanten $C_1 D_1 E_1$ und $C_2 D_2 E_2$, so kann man sich ihre Frequenzgleichung:

$$\mathfrak{A} \lambda^4 + \mathfrak{B} \lambda^3 + \mathfrak{C} \lambda^2 + \mathfrak{D} \lambda + \mathfrak{E} = 0$$

entstanden denken aus:

$$\left(\lambda^2 + \frac{D_1}{C_1} \lambda + \frac{E_1}{C_1}\right) \left(\lambda^2 + \frac{D_2}{C_2} \lambda + \frac{E_2}{C_2}\right) = 0 \dots (33)$$

und die Koeffizienten:

$$\mathfrak{A}_* = 1 \dots (34)$$

$$\mathfrak{B}_* = \frac{D_1}{C_1} + \frac{D_2}{C_2} \dots (35)$$

¹⁾ Nach der Definition von $C_0 D_0 E_0$ ist λ_0 nicht wie λ in Gl. (17) dimensionslos, sondern der Zeiteinheit umgekehrt proportional.
²⁾ Hütte, I. Bd. 21. Aufl. S. 66c.

$$\mathfrak{C}_* = \frac{E_1}{C_1} + \frac{E_2}{C_2} + \frac{D_1 D_2^1}{C_1 C_2} \dots \dots \dots (36)$$

$$\mathfrak{D}_* = \frac{D_1 E_2}{C_1 C_2} + \frac{D_2 E_1}{C_2 C_1} \dots \dots \dots (37)$$

$$\mathfrak{E}_* = \frac{E_1 E_2}{C_1 C_2} \dots \dots \dots (38)$$

haben bestimmten mathematischen Bedingungen zu genügen, um zu zeigen, daß sowohl die rückführenden Kräfte oder Kräftepaare E wie auch die Dämpfungen D positiv sind.

Hurwitz²⁾ hat diesen Bedingungen die Form gegeben, daß wenn $\mathfrak{A} > 0$, dann auch

$$\mathfrak{B} > 0 \quad \left| \begin{array}{cc} \mathfrak{B} & \mathfrak{D} \\ \mathfrak{A} & \mathfrak{C} \end{array} \right| > 0 \quad \left| \begin{array}{ccc} \mathfrak{B} & \mathfrak{D} & 0 \\ \mathfrak{A} & \mathfrak{C} & \mathfrak{E} \\ 0 & \mathfrak{B} & \mathfrak{D} \end{array} \right| > c \quad \left| \begin{array}{cccc} \mathfrak{B} & \mathfrak{D} & 0 & 0 \\ \mathfrak{A} & \mathfrak{C} & \mathfrak{E} & 0 \\ 0 & \mathfrak{B} & \mathfrak{D} & 0 \\ 0 & \mathfrak{A} & \mathfrak{C} & \mathfrak{E} \end{array} \right| > 0 \quad (39)$$

sein müsse. Durch einfache Umgestaltungen gelangt man zu den Ungleichungen:

$$\mathfrak{A} > 0 \quad \mathfrak{B} > 0 \quad \mathfrak{C} > 0 \quad \mathfrak{D} > 0 \quad \mathfrak{E} > 0 \quad \dots \quad (40)$$

zu denen dann noch die dreizeilige Determinante tritt.

$\mathfrak{E} > 0$ bestimmt zunächst nur gleiches Vorzeichen für beide E . Sollte dies aber negativ sein, so wird es bei ungleichen Vorzeichen der D durch \mathfrak{C} , bei gleichen, also positiven ($\mathfrak{B} > 0$), durch \mathfrak{D} angezeigt. Es bedarf nur noch einer Bedingung, die für die D gleiches Vorzeichen fordert (daß es positiv sein muß, dafür ist mit $\mathfrak{B} > 0$ gesorgt). Dies und nichts andres leistet die dreigliedrige Determinante in Gleichung (39). Führt man dort die Gleichungen (34) bis (38) ein, so folgt:

$$\mathfrak{B}\mathfrak{C}\mathfrak{D} - \mathfrak{C}\mathfrak{B}\mathfrak{D} - \mathfrak{A}\mathfrak{D}^2 = \frac{D_1 D_2}{C_1 C_2} \left[\left(\frac{E_1}{C_1} - \frac{E_2}{C_2} \right)^2 + \mathfrak{B}\mathfrak{D} \right] > 0 \quad (41)$$

Die Klammer ist notwendig positiv.

Gelingt es also, aus dem Vergleich der berechneten Koeffizienten $\mathfrak{A} \dots \mathfrak{E}$ mit ihrer notwendigen Gestalt $\mathfrak{A}_* \dots \mathfrak{E}_*$ Näherungslösungen der biquadratischen Gleichung zu bestimmen, so hat man nur den D und E durch konstruktive Maßnahmen zu positiven Werten zu verhelfen, um auch den mathematischen Stabilitätsbedingungen innerhalb des Bereichs ihrer Gültigkeit Genüge zu tun. Denn dieser ist ebenso beschränkt wie der Genauigkeitsgrad der Rechnung, die vollkommen ja nur bei unendlich kleinen Störungen zutrifft.

Die Näherungslösungen.

Dementsprechend wollen wir, wie schon oben die Gleichgewichtsbedingungen, jetzt die Koeffizienten $\mathfrak{A} \dots \mathfrak{E}$ vereinfachen.

Wir erinnern uns der Bedingung des kleinsten Gleitwinkels (geringsten Arbeitsbedarfs über gegebene Entfernung), von der man sich selten weit entfernen wird:

$$\frac{d X}{d \alpha Y} = 0 \quad \frac{X'}{Y} - \operatorname{tg} \gamma \frac{Y'}{Y} = x - \operatorname{tg} \gamma y = 0 \quad \dots \quad (42)$$

Wir dürfen also schreiben:

$$j y - z x = [2 \operatorname{tg} \gamma y - z x] + y \chi \frac{S}{G} \approx y \chi \frac{S}{G} \quad \dots \quad (43)$$

Ferner gilt, da z nur beträchtlich ist bei kleinen Werten $\operatorname{tg} \vartheta$ (vgl. Gleichung (18) und (8)), zumal nach Gleichung (42) $x \approx \operatorname{tg} \gamma y$.

$$z (y + x \operatorname{tg} \vartheta) \approx z y \quad \dots \quad (44)$$

¹⁾ Angesichts dieser Schreibweise der Koeffizienten ist leicht zu erkennen, welcher Wert Näherungen zuzusprechen ist, die unter der Voraussetzung der Existenz einer sehr großen bzw. sehr kleinen Wurzel aus

$$\mathfrak{A} \lambda^2 + \mathfrak{B} \lambda + \mathfrak{C} = 0 \quad \text{oder nur} \quad \mathfrak{B} \lambda + \mathfrak{C} = 0$$

bzw. $\mathfrak{C} \lambda^2 + \mathfrak{D} \lambda + \mathfrak{E} = 0 \quad \text{oder nur} \quad \mathfrak{D} \lambda + \mathfrak{E} = 0$

gewonnen sind, wie in früheren Arbeiten geschehen ist.

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

Die Änderungen k und l von Widerstand und Auftrieb mit der Winkelgeschwindigkeit sind verschwindend klein. Auch darf $\operatorname{tg} \vartheta j$ gegenüber z außer acht bleiben.

Damit erhalten die Koeffizienten Gleichung (23) die Form:

$$\left. \begin{array}{l} \mathfrak{A} = 1 \\ \mathfrak{B} = \operatorname{tg} \vartheta + j + m + y \\ \mathfrak{C} = z + n + m y + (\operatorname{tg} \vartheta + j) m + \chi \frac{S}{G} \\ \mathfrak{D} = (\operatorname{tg} \vartheta + j) n + m z + m y \chi \frac{S}{G} + x z \\ \mathfrak{E} = z n + y z \end{array} \right\} \quad \dots \quad (45)$$

und man könnte nach Gleichung (34) bis (38) die Dämpfungen ohne weiteres mit $(\operatorname{tg} \vartheta + j)$ bzw. $(m + y)$ die rückführenden Kräfte mit z bzw. n identifizieren, wenn nicht in \mathfrak{C} das sehr beträchtliche Produkt $m y$ stünde, das sich dieser Auffassung nicht fügen will. Zudem fehlt in \mathfrak{D} das bedeutende $y z$. Man wird sich angesichts des Koeffizienten (\mathfrak{E}) dafür entscheiden müssen, $(n + m y)$ als rückführendes Moment der Drehungsschwingung und nach (\mathfrak{B}) $(m + y)$ als deren Dämpfung anzusprechen. Berücksichtigt man noch, daß sinngemäß $y z$ in (\mathfrak{E}) ebenfalls der Drehungsschwingung in erster Linie zuzurechnen sei, so kommt man in der Tat mit Werten:

$$D_2 = m + y \quad \dots \quad (46)$$

$$\frac{E_2}{C_2} = n + \frac{y z}{2} + m y \quad \dots \quad (47)$$

zu ausgezeichneten Näherungen:

Man gelangt zu Schreibweisen für

$$\begin{aligned} \mathfrak{D} &= \left(n + \frac{y z}{2} + m y \right) \left(\operatorname{tg} \vartheta + j + \frac{m y}{n} \chi \frac{S}{G} + x \frac{z}{n} \right. \\ &\quad \left. - \frac{2 y}{n} \frac{n + \frac{y z}{2} - m^2}{n + \frac{y z}{2} + m y} \right) \left(n + \frac{y z}{2} + m y \right) \\ &\quad + (m + y) \left(z - \frac{2 m y}{n + \frac{y z}{2} + m y} \right) \quad \dots \quad (48) \end{aligned}$$

$$\mathfrak{E} = \left(z - \frac{2 m y}{n + \frac{y z}{2} + m y} \right) \left(n + \frac{y z}{2} + m y \right) \quad \dots \quad (49)$$

von deren Identität mit den gegebenen (\mathfrak{D}) und (\mathfrak{E}) man sich leicht überzeugen kann.

Die Einführung der so bestimmten Quotienten $\frac{D}{C}$ und $\frac{E}{C}$ in \mathfrak{B}_* , Gleichung (35), und \mathfrak{C}_* , Gleichung (36), bringen Fehler dieser Koeffizienten gegenüber den berechneten mit sich. Man wird sich jedoch im gegebenen Falle immer überzeugen können, daß diese Unterschiede viel zu geringfügig sind, um die Zuverlässigkeit der Näherungen irgendwie in Frage zu stellen¹⁾. (Schluß folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 63b. 601599. Flugmaschinenwerke Gustav Otto, München. Beförderungseinrichtung usw. 20. 2. 14. F. 31250. 12. 2. 17.
- 63c. 20. St. 20231. Percival Stern, New Orleans, V. St. A. Elektrische Heizvorrichtung für das Lenkhandrad von Kraftwagen. A 24. 12. 14. E. 8. 6. 1917.

¹⁾ In der beispielsweise dynamischen Nachrechnung eines deutschen Flugzeugtyps, die durch Versuche recht gut bestätigt wurde, ergab sich der mittlere Fehler der Näherungskoeffizienten (34)–(38) gegenüber den ungekürzt gegebenen (23) für Gleitflug bzw. steilsten Anstieg zu 1,7 bzw. 3,1%. Ja, sogar die Determinante, deren Fehlerquelle wegen der Differenzbildung beträchtlich ist, unterschied sich nur um - 4 bzw. + 10%.

77h, 5. B. 80127. Wilhelm Beilke, Berlin-Johannisthal, Kaiser-Wilhelmstraße 45. Hohler Traghalm aus Holz für Luftfahrzeuge o. dgl. A. 8. 9. 15. E. 26. 5. 17.

77h, 4. St. 20707. Otto Stüttgen, Köln a. Rh., Brabanterstraße 32. Tragkörper für Luftschiffe. A. 9. 12. 15. E. 22. 5. 17.

Patenterteilungen.

46c, 3. 297389. Hans Bonte, Mülhausen i. Els., Sinnestr. 28. Im Kolben von Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern angeordnetes Ventil, dessen Ventilteller gegen die Flichkraft im Gleichgewicht gehalten wird. 1. 1. 15. B. 78863.

77h, 556790. Frida Riotte, Schlettstadt i. E. Lenkluftschiff usw. 26. 5. 13. R. 36082. 16. 2. 17.

Zurücknahme von Anmeldungen.

Das Datum bedeutet den Tag der Bekanntmachung der Anmeldung im Reichsanzeiger. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

77h, L. 42855. Einrichtung zur Sicherung von Behältern gegen Schußverletzung. 28. 6. 15.

Patentversagungen.

77h, F. 35176. Anordnung von vorn an einer Schwingachse und hinten elastisch befestigten Schwimmern an Wasserflugzeugen. 30. 11. 14.

46c, 659183. Max Hirschfelder, Berlin-Weißensee, Generalstr. 5. Auspufftopf für Flugzeuge. 6. 2. 17. H. 73138.

46a, 622497. Siemens & Halske Akt.-Ges., Siemensstadt b. Berlin. Umlaufmotor usw. 7. 2. 14. S. 32809. 20. 1. 17.

47a, 658843. Ago Flugzeugwerke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Gelenkige Verbindung. 29. 1. 17. A. 26731.

77h, 592616. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Rumpf für Flugzeuge. 10. 2. 14. R. 38567. 18. 1. 17.

77h, 596377. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Flugzeugrumpf. 13. 3. 14. R. 38947. 18. 1. 17.

77h, 596378. E. Rumpler, Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Rumpf für Flugzeuge. 13. 3. 14. R. 38948. 18. 1. 17.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Anleitung zur sparsamen Verwendung von Schmiermitteln bearbeitet vom technischen Ausschuß für Schmiermittelverwendung, Charlottenburg 2, Hardenbergstr. 3. Herausgegeben von der Kriegsschmierölgesellschaft m. b. H., Vertrauensmann Dipl.-Ing. F. R. Frölich.

Diese Broschüre wird allen Interessenten von obiger Gesellschaft kostenlos geliefert. A. V.

Ballistik. Von H. Lorenz. Die mechanischen Grundlagen der Lehre vom Schuß. VI u. 87 S. 8^o mit 53 Abbildungen. Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin. Preis geh. M. 3,50.

Im vorliegenden Buch behandelt der Verfasser nicht nur die innere Ballistik, die Bewegung des Geschosses im Innern eines Rohres, sondern auch die äußere Ballistik, die Bewegung des Geschosses durch die Luft und schließlich seine Wirkung am Ziel. Während in den meisten Lehrbüchern die äußere Ballistik im Vordergrund steht, ist hier auf die innere Ballistik näher eingegangen.

Der erste Teil behandelt den Pulverdruck, die Geschößbewegung im Rohr, die Rückwirkung des Schusses und untersucht den Zusammenhang zwischen Rücklauf und Geschößbewegung.

Die Verhältnisse sind an praktischen Beispielen (Gewehr 98 mit S-Patrone und einer 7,5 cm-Feldkanone) erläutert, was namentlich für die Leser zum Verständnis beiträgt, die mit mathematischen Formeln weniger vertraut sind.

Im zweiten Teil, der »äußeren Ballistik«, wird zunächst die Flugbahn im luftleeren Raume untersucht und sodann die Größe der Verzögerung der Geschößgeschwindigkeit durch den Luftwiderstand besprochen, wobei der Verfasser eine eigene Formel für den Luftwiderstand entwickelt, die der Machschen Theorie der Luftwellen gerecht wird.

Dieses sehr lehrreiche, in knappstem Stil verfaßte Buch ist vorzugsweise für den Waffentechniker geschrieben, aber auch für den Offizier von hohem Wert und für Offiziere der technischen Institute der Prüfungskommissionen und Lehrer an den militärischen Bildungsanstalten unentbehrlich.

Bodenreform. Deutsche Volksstimme. Freiland. Organ des Bundes Deutscher Bodenreformer. Herausgeber: Adolf Damaschke, Bundesvorsitzender. Verlag: Bund Deutscher Bodenreformer, Berlin NW 23, Lessingstraße 11. Preis monatlich bei jeder Post 90 Pf., vierteljährlich M. 1,50. Probenummern kostenfrei.

In der neuesten Nummer (4) behandelt Freiherr v. Soden die Bedeutung der Kriegerheimstättenbewegung für die wirtschaftliche Stellung Bayerns im Reich und im mitteleuropäischen Zollverband. Reg.-Direktor Wappes-Speyer, zeigt, wie die Zukunft einer gesunden Forstwirtschaft zum großen Teil durch die Verwirklichung des Kriegerheimstättengedankens bewirkt werden kann. Das für Bayern besonders wichtige Gebiet der neuen Kanalbauten im Lichte der Kriegerheimstätten- und Bodenreformbewegung zeichnet Legationsrat v. Schwerin-Obersteinbach, auf Grund der Erfahrungen im Guten und Schlimmen, die Preußen mit seinen Kanälen gemacht hat. Neue, bisher wenig beachtete, aber für die Gesundheit jeder einzelnen Familie überaus bedeutsame Fragen entrollt der Direktor des Kindersanatoriums und Landerziehungsheims »Sonnenblick«, Hermann Weiskopf in Fürth-Zirndorf, indem er darauf hinweist, daß die Krieger, die zwar keine Glieder verloren haben, aber tuberkulös, lungen- oder nervenkrank aus dem Felde heimkehren, durch gesicherte Heimstätten Gesundheit, Arbeits- und Lebensfreudigkeit wieder erwerben können und daß hier gerade für die Kirche aller Konfessionen besondere Aufgaben erwachsen.

Kriegssteuergesetz vom 21. Juni 1916 und Besitzsteuergesetz vom 3. Juli 1913 nebst Ausführungsbestimmungen und sämtlichen Nachträgen und Gesetz über vorbereitende Maßnahmen zur Besteuerung der Kriegsgewinne vom 24. Dez. 1915 für den praktischen Gebrauch erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt und Syndikus und Dr. rer. pol. Varnhagen, Berlin. Mit Beispielen, Tabellen und ausführlichem Sachregister. Vierte Auflage. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin C 2, XVI u. 350 S. Preis in Leinen gebunden M. 5,50.

In der neuen Auflage sind die Ausführungsbestimmungen des Bundesrates im Zusammenhang abgedruckt und außerdem samt den preußischen Bestimmungen im Zusammenhang verarbeitet und erläutert. Auch werden z. B. die wertvollen Winke über die Bewertung von Grundstücken und Hypotheken, von Effekten und Auslandswerten, über die Abschreibungen und Realisierung stiller Reserven, die Berichtigung von Bilanzen u. dgl. dem Steuerpflichtigen die Arbeit ganz außerordentlich erleichtern. Die Steuererklärungs-Muster und Tarife sind vollständig wiedergegeben und auch die Nachtragsvorschriften, so über Lebensversicherungen, Steuerkurse usw., bereits eingehend behandelt. Das umfangreiche Sachregister ist entsprechend ergänzt. Dem Steuerpflichtigen, der sich schnell und zuverlässig über die ihn interessierenden Fragen unterrichten will, wird der Kommentar auch in seiner neuen erweiterten Auflage ein guter Führer und Berater sein.

Nachruf.



Direktor **Gustav Klein** ist am 10. März bei einem Versuchsflug mit einem neuen Flugzeug der von ihm geleiteten »Flugzeugwerft Staaken« tödlich verunglückt. Bis Kriegsbeginn war der Verstorbene Direktor der Firma Robert Bosch in Stuttgart und leitete als solcher namentlich die Außengeschäfte dieser Weltfirma. Gustav Klein war wohl der tätigste Mitarbeiter von Dr.-Ing. Robert Bosch, und er hat an den Erfolgen der Firma Robert Bosch, wie überhaupt an der überragenden Stellung der deutschen Fabrikation von elektrischen Zündapparaten in der ganzen Welt, einen wesentlichen Anteil. Ebenso eifrig, wie er sich vordem der Fabrikation und Einführung der Zündapparate gewidmet hatte, widmete er sich nach Kriegsbeginn dem Flugzeugbau. Gustav Klein war ein Genie in der Fabrikorganisation und ein Mann von außerordentlicher Energie und Tatkraft. In der Blüte seiner Jahre hat ihn nun der Tod bei Ausübung seines Berufs im Dienste des Vaterlandes dahingerafft. Er war 1875 in Sulzach geboren, ist also nur 42 Jahre alt geworden. Die deutsche Industrie, namentlich aber der Luftfahrzeugbau wird Direktor Gustav Klein ein dauerndes Andenken bewahren.

Die Leiche wurde nach Stuttgart überführt, wo am 18. März die feierliche Beerdigung unter großer Beteiligung stattfand. A. V.

Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof, hat durch den plötzlichen Tod ihres Präsidenten, des

GENERALLEUTNANTS
HERMANN RIESS VON SCHEURNSCHLOSS,

Ritter des Eisernen Kreuzes II. und I. Klasse und vieler hoher und höchster Orden,

einen unersetzlichen Verlust erlitten.

Wie durch seine glänzende militärische Laufbahn hindurch, so hat er auch der Deutschen Versuchsanstalt seit ihrer Begründung mit unermüdlicher Hingabe und Pflichttreue sein Bestes gegeben und sich um ihre Entwicklung hohe Verdienste erworben. Allen, denen es vergönnt war, unter ihm und mit ihm zu arbeiten, bleibt er ein unvergeßliches Vorbild. Die Versuchsanstalt wird ihn allezeit in dankbarem Gedächtnis halten.

BENDEMANN, HOFF, RIEPPEL,
VOSSNACK, STIEBER, RICHTER.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2
Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus.

Fernsprecher:
Amt Steinplatz Nr. 7732.

1. Des am 8. März d. J. erfolgten Hinscheidens Seiner Exzellenz des Grafen Zeppelin wird an anderer Stelle in eingehender Weise gedacht, seinem unsterblichen Genius gehuldigt werden; wir beschränken uns hier darauf, unserem Stolz, unserer Verehrung und unserer Dankbarkeit dafür Ausdruck zu geben, daß wir ihn zu den Unseren zählen durften, daß er den Bestrebungen unserer Gesellschaft stets ein reges Interesse entgegenbrachte und lassen hier die von unserem Vorstand an die Witwe des Entschlafenen gerichteten Worte folgen, die wohl unser aller Gefühle beim Ableben dieses Großen einschließen:

Ihrer Exzellenz

Frau Gräfin Zeppelin,

Westsanatorium, Joachimsthalertr. 20, Berlin W 15.

Durch den unersetzlichen Verlust, der mit Ihnen, hochverehrte Gräfin, das ganze deutsche Volk getroffen hat, trauern wir an der Bahre unseres Nationalhelden. Die Luftfahrtwissenschaft, deren Umsetzung in der Praxis seinem Genius vorbehalten war, hat einen ihrer größten Förderer verloren: es war dem Entschlafenen nicht beschieden, das Ende dieses furchtbaren Völkerkriegens zu erleben, doch durfte er noch sein Werk in den großen Erfolgen, die der durch ihn geschaffenen Waffe beschieden waren, so erfolgreich gekrönt sehen. Ein einziges Gefühl der Dankbarkeit und der begeistertsten Verehrung widmet ihm das Volk und wir mit ihm. Es ist uns ein Bedürfnis, Ihnen und Ihren Angehörigen diese Gefühle mit unserer tiefsten Anteilnahme an Ihrem Schmerz zum Ausdruck zu bringen.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Die Vorsitzenden:

Dr. von Böttinger. Dr. von Parseval. Dr. Prandtl.

Hierauf ging uns von der Gräfin telegraphisch der folgende Dank zu:

Herzlichen Dank für ehrende und warme Teilnahmebezeugung auch im Namen der Meinigen.

Gräfin Zeppelin.

Aber nicht genug mit diesem einen, brachte uns der 13. März einen zweiten, für unsere Gesellschaft schmerzlichen Verlust: Nach langem, schwerem Leiden starb in Berlin unser Vorstandsmitglied, der Wirkliche Geheime Oberbaurat und Abteilungschef im Reichs-Marineamt Dr. Ing. h. c. Ru-

dolph Veith. Seine außerordentlichen, dem Vaterland in der Kriegszeit geleisteten Dienste ließen ihm immer noch Zeit, die Entwicklung unserer Gesellschaft mit dem größten Interesse zu verfolgen, den für uns aktuellen Fragen seine Anteilnahme zu schenken, fanden ihn doch fast ausnahmslos die Versammlungen unseres Vorstandes an seinem Platze. Nur schwer werden wir seinen klugen Rat, seine warme Förderung vermissen.

2. Auszeichnungen und Beförderungen:

Se. Majestät der Kaiser verlieh an seinem Geburtstage unserem Mitglied, dem Ingenieur und Konstrukteur Edmund Rumppler, Inhaber der Rumpplerwerke in Berlin, das Eiserner Kreuz am weiß-schwarzen Bande.

Unser Mitglied Justizrat Joseph, Frankfurt a. M., der an der Westfront steht, wurde zum Hauptmann d. R. befördert.

3. Weitere Mitteilungen aus unserem Mitgliederkreise:

Professor Dr. Ahlborn, der unserem Vorstand angehört, ist zurzeit als Hauptmann d. L. zur Flugzeugmeisterei Adlershof b. Berlin kommandiert.

Leutnant d. L. Gohlke, Ingenieur, wurde zur Inspektion der Fliegertruppen versetzt.

4. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Oberleutnant Schwarzenberger, Charlottenburg, Suarezstr. 26.

Betriebsingenieur Waldemar Heinrich, Lehrer für Aerodynamik, Flugzeuglehre und -bau, Motorenkunde, Graudenz, Fea 8, 1. Kompanie, 16. Korporalschaft.

Dipl.-Ing. Ludwig Maurer, Oberingenieur b. Sea, Automobil- u. Aviatik-A.-G., Leipzig-Heiterblick, Czermaksgarten 12, II.

Gemäß § 6 erfolgte die Aufnahme als Außerordentliches Mitglied der:

Luftschiffbau Zeppelin, Gesellschaft m. b. H., Staaken, (Osthavelland).

5. Verlegung der Geschäftsstelle.

Unsere verehrlichen Mitglieder machen wir ergebenst darauf aufmerksam, daß wir seit dem 1. März d. J. die Räume unserer Geschäftsstelle nach Berlin-Charlottenburg 2, Joachimsthalerstr. 1, Luftfahrt-Haus, zurückverlegt haben. Telefonanschluß Amt Steinplatz 7732.

Die Geschäftsstelle.

Graf von Zeppelin, der Erfinder †.

Von Dipl.-Ing. Graf v. Soden.

..... im Innern leuchtet helles Licht,
Was ich gedacht, ich eil' es zu vollbringen.

In Tageszeitungen und Zeitschriften aller Art ist Graf Zeppelin gewürdigt und gefeiert worden, Graf Zeppelin, wie er im Herzen des Volkes lebte und fortlebt, Graf Zeppelin der Deutsche, Graf Zeppelin der Kämpfer für seine Sache, der Kämpfer gegen die Naturgewalten.

Wenn dabei Graf Zeppelin der Erfinder und Führer seiner Schiffe mehr in den Hintergrund trat, so ist dies verständlich und in der Ordnung. »Denn an seinem Werk war nicht der schöpferische Gedanke das Größte, der Mut, das feste Vertrauen in die Richtigkeit der Sache und die Zähigkeit, mit der er durchgekämpft wurde, sind noch bewundernswerter.« In dieser Zeitschrift aber, in der sonst nur Wissenschaft und Technik zu Worte kommen, soll Graf Zeppelin als Erfinder und Techniker, als feiner Beobachter der Natur gewürdigt werden. Wenn dies heute nur in Umrissen geschieht, so sind daran die Zeitverhältnisse schuld, die keinem Muße genug lassen, in Urkunden sich zu vertiefen, die vielen Aufzeichnungen, die Graf Zeppelin gemacht hat, zu sichten und von all denen, die ihm nahestanden, sich über seine Vorschläge und Anregungen erzählen zu lassen.

»Ich bin ja nur der Bauherr« und »wie wenig Teil habe ich an dieser Arbeit!« Mit diesen und ähnlichen Aussprüchen wies er es meist in seiner aus dem Innersten kommenden Bescheidenheit zurück, wenn er als der Erbauer seiner Schiffe gefeiert wurde. Wie sehr er aber in der Tat nicht nur Bauherr, sondern auch Erbauer seiner Schiffe war, das sollen die nachstehenden Zeilen zeigen.

»Nach den Vorgängen von Giffard, Hähnlein und Renard und manchen anderen handelt es sich bereits nicht mehr um die Erfindung von Fahrzeugen mit Eigenbewegung, sondern nur noch um die Vervollkommnung des von jenen Geschaffenen.« Dies Zeppelins eigener Ausspruch. Ehe er an diese Vervollkommnung heranging, wurde er sich über die Aufgaben schlüssig, die ein Luftschiff zu erfüllen hat, wenn es wirklichen Nutzen bringen sollte. Über die Art der Aufgaben äußert er sich in einer Denkschrift, die er im Jahre 1887 an König Karl von Württemberg richtete. Er sprach damals schon von weiten Rekognoszierungen, die nur ausgeführt werden könnten, wenn die Luftschiffe auch gegen stärkere Luftströmungen vorwärts

kämen, und erst nach längerer Zeit, mindestens 24 Stunden, zu landen genötigt seien; er sprach von bedeutender Tragkraft, um eine größere Zahl von Menschen, Vorräten oder Sprengstoffen mitführen zu können. Aber nicht nur für die Kriegführung solle die Luftschiffahrt geschaffen werden, sondern auch für den allgemeinen Verkehr und für die Erforschung der Erde. Um diese Aufgaben erfüllen zu können, stellte er dreierlei Anforderungen an seine Luftschiffe: Ausgedehntere Gasräume, also große Schiffe, eine zum Durchschneiden der Luft geeignetere Form und die Möglichkeit, ohne Ballastverminderung zu steigen und ohne Gasverlust zu sinken.

Also groß sollten die Schiffe sein! Groß müßten sie sein, damit sie schneller würden, denn um so mehr Maschinenkräfte können dann untergebracht werden, während der Widerstand nicht in dem Maß mit der Größe zunimmt. Um dies klar zu machen, wählte Graf Zeppelin gerne folgendes Beispiel: »Wenn ich einen Felsblock in einen reißenden Strom werfe, so wird er ohne von seiner Fallrichtung merklich abzuweichen im Strom versinken, während ein kleiner Kiesel vom Strom mitfortgerissen wird, ein Quarzstäubchen sogar in der Luft schwebend bleibt: Deshalb müssen die Schiffe groß, möglichst groß sein.« Das Beispiel könnte nicht treffender gewählt sein und zeigt, wie Graf Zeppelin den Satz, daß der Luftwiderstand eines Luftschiffes mit der $\frac{2}{3}$ -Potenz des Volumens zunimmt und der als solcher wohl erst im Jahre 1910 erkannt und ausgesprochen wurde, schon in den Jahren 1892—1895 richtig empfand. Welche Größe der Widerstand seiner Schiffe erreichen würde, suchte er aus den Ergebnissen der in den Jahren 1884 und 1885 unternommenen Fahrten des Lenkballons »La France« zu ermitteln. Die Berichte hierüber unterzog er dem eingehendsten Studium. Daß Graf Zeppelin für den Widerstand seiner Schiffe lediglich deren Querschnitt und nicht deren Form, Oberfläche und Oberflächenbeschaffenheit in Rechnung zog, ist bei dem damaligen Stand der Kenntnisse über den Widerstand durch die Luft gezogener Körper wohl verständlich. Immerhin erkennt er aber die Wichtigkeit, die Zusatzwiderstände möglichst herabzusetzen. »Die Gesamtheit der

Reibungswiderstände ist bei ‚La France‘ gewiß erheblich größer, als sie bei meinen Fahrzeugen sein wird.« Und darin hatte Graf Zeppelin recht. Die mit seinem ersten Schiff erreichte Geschwindigkeit ist erheblich größer, als die Geschwindigkeitsberechnung aus dem Vergleich der Volumina und Maschinenleistungen erwarten ließ und dies, trotzdem die Form des Tragkörpers augenscheinlich ungünstiger war als bei »La France«.

Die Ausführung eines Körpers, der einen so großen Gasraum enthalten sollte, als Graf Zeppelin ihn für nötig fand, und der bei seinem ersten Projekt den bis damals größten Lenkballon von Giffard um das mehr als Dreifache übertraf, konnte er sich nur vorstellen als starren Körper, der dann auch imstande war, den größten Geschwindigkeitsdrücken standzuhalten. Darum hatte er bei seinen Projekten von Anfang an nur die Erbauung eines starren Luftschiffes im Auge. Der Gesamtaufbau dieses starren Schiffes war folgender: Ein Gerippe bestehend aus verspannten Ringen und Längsverbindungen, die dadurch entstandenen Raumabteilungen mit gut eingepaßten zylindrischen, voneinander unabhängigen Gaszellen ausgefüllt, das Ganze mit einer Außenhülle von Stoff umspannt. Dies war das Projekt von 1892, und dies ist der Aufbau der Luftschiffe starren Systems von heute. Auch für die früher erwähnte Forderung, »ohne Ballastverminderung zu steigen und ohne Gasverlust zu sinken«, bot der Aufbau ganz außerordentliche Vorteile.

Über diese Vorteile berichtet Graf Zeppelin in einem im Februar 1886 im Württembergischen Ingenieurverein vor seinem König gehaltenen Vortrag, einem Vortrag, der damals schon volles Verständnis und volle Würdigung bei den anwesenden Mitgliedern des Vereins fand, und der dann einen von großzügigem, weitblickendem Geist durchwehten Aufruf des Gesamtvereins der deutschen Ingenieure zugunsten der Zeppelinschen Sache im Gefolge hatte. Der Leser dieses Vortrages, gehalten fünf Jahre vor Fertigstellung des ersten Z-Schiffes, staunt heute wahrhaft vor der Klarheit, mit der Graf Zeppelin sein künftiges Werk vor sich sah, wie er das Verhalten jedes einzelnen Schiffsteils im voraus kannte, sein Schiff in seinem geistigen Auge beim Aufstieg, beim Durchfahren des Luftmeeres und beim Landen verfolgte; und das ist das Wunderbare, er sah es so, wie es später zur Tatsache wurde. Das Auf- und Abwärtsfahren bewirkte Graf Zeppelin nach seinem ersten Projekt und auch noch bei der Erstauführung durch Gewichtsverlegung mittels Laufgewichts. »Da sich nun aber bei der Fahrt nach oben in die dünneren Luftschichten das Gas ausdehnt, so muß ihm hiezu Raum gelassen sein, wenn man nichts davon ausströmen lassen und damit an Auftrieb verlieren will. Dementsprechend ist der Gasraum in den Fahrzeugen so bemessen, daß bei Ausrüstung für roständige Fahrt alsbald über 1100 m ohne Gasverlust hochgegangen werden kann.« Graf Zeppelin beschreibt hier die Fahrt mit unprallen und von Anfang an unprall gefüllten Gaszellen, wie sie sich bei den Passagierfahrten der Delag, bei denen es auf Sparsamkeit im Betrieb ankam, 15 Jahre später vorzüglich bewährte. Er beschreibt damit jene Einrichtung von genialer Einfachheit, die den Betrieb der starren Schiffe so bequem und sicher gestaltet. Heute erscheint uns das freilich so selbstverständlich, und doch sind es wenige Jahre her, daß auch von berufensten Seiten immer wieder Vorschläge gemacht wurden, auch bei Starrschiffen besondere Ballonets anzuordnen, die je nach

der Gasausdehnung bald mit Luft, bald mit Gas gefüllt sein sollten. Graf Zeppelin geht dann auf die Volumenänderungen durch die Gaserwärmung insbesondere infolge von Sonnenbestrahlung über, gedenkt dabei des günstigen Einflusses, den der Luftzwischenraum zwischen der Außenhülle und der Gaszelle hiefür bildet und sieht richtig voraus, daß eine im Vergleich zu den Freiballonen nur geringe Gaserwärmung auftreten wird.

Auf die Ausnützung der Drachenwirkung des Schiffskörpers, um das Schiff, wenn schwerer als die Luft, zum Steigen zu bringen oder das zu leichte Schiff zum Landen zu zwingen, weist er immer und immer wieder hin. Um diese Aufgabe besser erfüllen zu können, sehen wir schon das zweite Zeppelinschiff mit Höhenstauern statt des Laufgewichts ausgerüstet.

Wie wird nun das Schiff den Beanspruchungen im Sturmwind gewachsen sein? »Die Meinung ist verbreitet, starke Windströmungen müßten großen Luftfahrzeugen mit Eigenbewegung gefährlich sein, sie könnten diese zerbrechen oder mindestens steuerlos machen.« Graf Zeppelin aber, der feine Beobachter der Natur, der an den Niagarafällen einen Stromarm durchschwamm auf dem Wege, den ihm kleine Holzstückchen gewiesen hatten, beobachtete auch, daß die weichsten, irgendwie gekrümmten Fädchen und Fasern in stark bewegter Luft ihre Krümmung unangefochten beibehielten, und deshalb wußte er, daß seinem in der Luft befindlichen Schiff auch der stärkste Sturm nichts anhaben könne. Abgesehen von Wirbeln bringen nur die eigene Fahrt und der Steuerdruck Beanspruchungen an das Schiff. Wie selbstverständlich klingt das zwar heute, und doch wollten damals und noch eine Reihe von Jahren später ernsthafte Männer durch Windfahnen im Luftschiff die Windrichtung feststellen.

Graf Zeppelin kannte sich in seinem in Fahrt befindlichen Schiff schon Jahre vor seiner ersten Fahrt vollkommen aus. Alle Möglichkeiten hatte er durchdacht. Die Rauchfahne der Bodenseedampfer war ihm vielfach Lehrmeisterin gewesen, und so kam es auch, daß er, der Luftschiffbauer, von Anfang an und durch Jahre hindurch der Luftschiffführer war und gleich bei den ersten Fahrten mit bewundernswerter Ruhe und Unerschrockenheit gegen die plötzlich auftretenden widrigsten Vorkommnisse die einzig richtigen Maßnahmen ergriff. Mit welchem Geschick führte er sein Schiff nach München, nach Luzern, nach Berlin, und um wieviel schwieriger und mühevoller war diese Aufgabe damals im Vergleich zu heute, wo die so vollkommenen Schiffe, die ausgebildeten Besatzungen und die reichen Erfahrungen aller Art zur Verfügung stehen. Wie oft hat er selbst die Anordnungen für die Verankerung der Schiffe im Freien, für das Einbringen der Schiffe in die Hallen getroffen; und die Anordnungen waren stets die richtigen. Scharf konnte seine Kritik sein, wenn unter anderer Führung etwas weniger talentvoll verfahren wurde oder wenn man sich an das Bewährte, das er sich ausgedacht hatte, nicht hielt. So wie er das Ballontechnische seines Schiffes von Anfang an praktischen Luftschiffern übertrug, so erkannte er auch rechtzeitig, daß das Navigatorische Sache der Seeleute sei. Luftschiffe sollten ja seine Fahrzeuge sein, nicht lenkbare Ballone.

Mit dem Zunehmen der Zahl seiner Mitarbeiter veränderte sich natürlich auch die Art seiner Tätigkeit. Während das erste Projekt und das erste Schiff noch ganz nach seinen eigenen Angaben durch technische Sachver-



Graf von Zeppelin †

ständige, die in seinem Dienst standen, ausgeführt wurden, beschränkte er sich später darauf, im einzelnen Ratschläge zu erteilen, Wünsche auszusprechen und Anregungen zu geben; immerhin aber wollte er über jede neue Maßnahme unterrichtet sein. Manche Einzelheiten am Schiff sind von ihm persönlich erdacht. So ist der dreieckige Träger, der jetzt als Bauelement bei den Starrschiffen allgemein verwendet ist, auf seine Anregung hin entstanden, so ist die noch heute übliche Konstruktion des Gasüberdruckventils ihm zu verdanken. Insbesondere sind es die Fragen der Armierung seiner Schiffe, in denen er von Anfang an die treibende und schaffende Kraft war. Persönlich mußte er alle Neuerungen in Augenschein nehmen, und mit welcher Besorgnis für den alten Herrn folgte man ihm oft noch in seinen letzten gesunden Tagen auf schwankende Gerüste in schwindelnder Höhe. Da gab es kein Abraten und keine Ausflüchte; das ließ sich Graf Zeppelin nicht nehmen.

Weilte Graf Zeppelin in Friedrichshafen, so verging in dieser zweiten Periode seines Schaffens kaum ein Tag, an dem er nicht einige Vormittagsstunden in der Werft zubrachte, um sich in den verschiedenen Abteilungen umzusehen. Wenn dann dieser und jener Beamte, das Werftgelände überquerend, mittags seine Arbeitsstätte verließ, ertönte dann und wann hinter ihm ein Huppensignal, das ihm sagte: »Ich, Graf Zeppelin, will mich dir am Heimweg anschließen.« — Der Graf, der Praktische, trug stets eine kleine Jagdhuppe in seiner Tasche, um sich bemerkbar zu machen oder auch Gehör zu verschaffen, wenn er in der Werfthalle so manchem neuen Schiff und seiner Besatzung vor dem Verlassen Friedrichshafens Glück und Erfolg auf seine Fahrten wünschte. — Auf diesen Heimwegen wurde dies und das besprochen, Technisches und Geschäftliches, auch Politisches, und stets kam man angeregt und beglückt nach Hause. Besondere Feierstunden aber waren es, wenn man bei Graf Zeppelin zu Mittag speiste oder den Abend verbringen durfte. Die Veranlassung war wohl vielfach eine dienstliche, aber bei den dienstlichen Gesprächen allein blieb es nie, und dankbaren Herzens denkt man zurück an diese Stunden.

Das größte Verständnis und Interesse brachte er von Anfang an seiner Konkurrenz, den Luftfahrzeugen schwerer

als Luft, entgegen. »Sehr beachtenswert sind die Bemühungen Lilienthals in Groß-Lichterfelde, den persönlichen Flug mit großen Flügeln zu erlernen.« »Sollte er viele Nachahmer in diesem Sport finden, so ist denkbar, daß, wie jetzt das Fahrrad bereits mit einem kleinen Motor ausgestattet wird, ein solcher auch an dem Flügelgerüst für den Einzelflug angebracht werden könnte, womit der Grund zum Fahren mit immer größer werdenden Flugmaschinen gelegt wäre.« So spricht sich Graf Zeppelin im Jahre 1896 in dem obenerwähnten Vortrag aus. Wie bezeichnend ist es für ihn, wenn er zur selben Zeit, in der er sein erstes Schiff für die erste Fahrt ausrüstete, durch namhafte Geldsummen einem Friedrichshafener Erfinder ermöglichte, Versuche mit einem Flugzeug zu machen. Und dieser war wahrlich nicht der einzige Erfinder, dem er seine Hilfe und sein Interesse entgegenbrachte; mußte er ja immer daran denken, wie es ihm als Erfinder ergangen war und wie es ihm erst ergangen wäre, wenn ihm gar keine Mittel zur Verfügung gestanden hätten. Wenn er auch einmal an einen Unwürdigen seine Güte verschwendete, so ließ er sich nicht abschrecken. Der nächste schon, der kam und bat, ging nicht mit leeren Händen von dannen.

Zu einer Zeit, in der der Bau der Flugzeuge noch recht in den Kinderschuhen steckte, hatte Graf Zeppelin schon den Plan gefaßt, ein sehr großes Gesellschaftsflugzeug zu bauen. Die umfangreichen Vorarbeiten, die in seinem Auftrag ausgeführt wurden, zeigten damals, daß die Vorbedingungen noch nicht gegeben waren. Aber Graf Zeppelin ruhte nicht, das Interesse für diese neuesten Fahrzeuge blieb wach und wuchs immer mehr und überstieg selbst noch zuletzt das Interesse für seine Schiffe. Die hatten ja die Probe schon bestanden, für sie brauchte er nicht mehr zu sorgen, ihnen gegenüber hatte er seine Pflicht voll und ganz erfüllt; denn aus Pflichtgefühl hatte er sie gebaut, er hatte sie gebaut, weil er sie bauen mußte für seines deutschen Vaterlandes Ehr und Wehr.

Der Einsamkeiten tiefste schauend unter meinem Fuß,
Betret' ich wohlbedächtig dieser Gipfel Saum,
Entlassend meiner Wolke Tragwerk, die mich sanft
An klaren Tagen über Land und Meer geführt.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER

Öffentlich angestellter, beedigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
INGENIEUR D. D. INSPEKTOR D. FLIEGER
TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU

A. BAUMANN
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE STUTTGART

**Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

Dr. N. JOLIKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE
MOSKAU

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL.
TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Prof. Dr. BERSON
BERLIN LICHTERFELDE

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN

F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. SEPPELER
BERLIN

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

Fch. Reg. Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIED-
RICHSHAFEN

H. BOYKOW
FREGATTEN LEUTNANT A. D.
FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

28. April 1917.

Heft 7 und 8.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint im mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pfg. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.
STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: „Vorreiter Berlin-Steglitz“.

INHALT:

Systematische Luftpropellerversuche. Von Dr.-Ing. K. Schaffran. (Forts. aus Heft 17/18 des Jahrganges VII.) II. Teil. S. 49.
Einführung in die Dynamik der Flugzeuge. Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader. (Forts. aus Heft 5/6.) S. 59.
Französische und englische Flugzeuge. Von Ansbert Vorreiter. S. 64.

Patentschau. S. 70.
Nachruf für S. Exz. Herrn Generalleutnant Hermann Rieß v. Scheurnschloß. S. 71.
Nachruf für Kommerzienrat Bernhard Meyer t. S. 72.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 72.

Systematische Luftpropellerversuche.

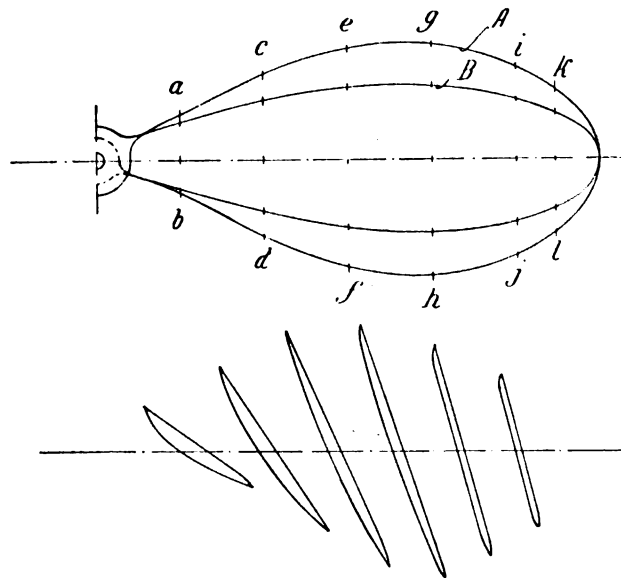
Von Dr.-Ing. K. Schaffran.

(Forts. aus Heft 17/18 des Jahrganges VII.)

II. Teil.

Auswertung der Modellpropellerversuchsergebnisse von Bramwell.

Nachdem im ersten Teil dieses Aufsatzes die im Schiffbau üblichen Auswertungsmethoden von Propellerversuchsergebnissen behandelt worden sind, soll in folgendem der Versuch gemacht werden, jene Auswertungsmethoden an Hand der Resultate von Modell-Luftpropellerversuchen ausländischer Anstalten sinngemäß auf die Verhältnisse von naturgroßen Luftschrauben zu übertragen. Zu diesem Zweck mögen zunächst die von Bramwell in den Jahren 1911/12 mit durchweg zweiflügligen Modell-Luftpropellern von 610 mm Durchmesser im Windtunnel ausgeführten Versuche einer Erörterung unterzogen werden. Es lagen denselben im wesentlichen zwei Gruppen A und B von Propellern zugrunde, welche bei verschiedenen Steigungsverhältnissen der Hauptsache, wie aus Fig. 45 zu ersehen, nur durch die Blattbreiten bei sonst ähnlicher (elliptischer) Flügelform voneinander abwichen. Während die Gruppe A ein Blattbreitenverhältnis b/D , d. h. ein solches der größten Blattbreite zum Propellerdurchmesser von 0,235 aufwies, war bei Gruppe B dieses Verhältnis nur gleich 0,149. Da beide Blattbreitenverhältnisse aber ganz



Schnitte a-b, c-d, e-f, g-h, i-j, k-l.

Fig. 45.

wesentlich höher sind als die ausgeführter moderner Luftschrauben, so ist es erklärlich, daß die Resultate für die letz-

teren auch keinen absoluten Wert, sondern nur einen relativen beanspruchen dürfen.

Die durch Interpolation und Durchstraken korrigierten Ergebnisse der ersten Gruppe A mit $b/D = 23,5\%$ Blattbreitenverhältnis sind in Fig. 46 in der im Luftschiffbau üblichen Weise als Funktion des Fortschrittsgrades $\frac{V}{nD}$ in Form

der Schubkonstanten $c_1 = \frac{S}{n^2 D^4}$ der Momentenkonstanten

$c_2 = \frac{M}{n^2 D^5}$ und des Propellerwirkungsgrades η_p für die

verschiedenen untersuchten Steigungsverhältnisse $H_w/D = 0,6$ — $0,8$ graphisch aufgetragen. Hierin bedeuten:

V = Fahrtgeschwindigkeit in m/sec;
 n = Tourenzahl pro Sekunde;
 D = Propellerdurchmesser in m;
 H_w = wirksame Propellersteigung;

Unter der letzteren versteht Bramwell diejenige ideale Steigung, welche sich rein rechnerisch bei einer bestimmten Fahrtgeschwindigkeit V und Tourenzahl n durch die Beziehung $H_w = \frac{V}{n}$ dann ergibt, wenn der Propellerschub gleich Null wird.

Da nach früherem (s. Heft 13/14 S 80) die Grundgleichung für den Propellerschub

$$S = c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot A \cdot n H (n H - V) \text{ oder}$$

$$S = c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot A \cdot n^2 H^2 \cdot \frac{n H - V}{n H} = c \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot A \cdot n^2 H^2 \left(1 - \frac{V}{n H}\right)$$

ist, so würde bei $H = \frac{V}{n}$ oder $V = n H$ oder Slip gleich Null,

rein theoretisch auch der Schub S gleich Null sein. In Wirklichkeit trifft dies, wie aus den Diagrammen der Wasserpropeller Fig. 4 bis 9 (Heft 13/14 S. 81 bis 87) erschen werden kann, aus dem Grunde nicht zu, weil die sog. wirksame Steigung bei einem körperlichen Propeller infolge der Krümmung der Rückseite der Flügelquerschnitte je nach der Stärke und Form dieser Krümmung um einen gewissen Prozentsatz größer ist, als die mathematische der Flügeldruckseite, welche in der Regel bei Berechnung des Slips zugrunde gelegt wird. In den Diagrammen Fig. 46 bedeuten ferner:

S = Propellerschub in kg;

M = Propellerdrehmoment in mkg;

$\eta_p = \frac{S \cdot V}{2 \pi n M}$ = Propellerwirkungsgrad in %;

$s_w = \frac{n \cdot H_w - V}{n H_w}$ = sogenannter wirksamer Slip unter Zugrundelegung der wirksamen Steigung H_w ;

H_w/D = wirksames Steigungsverhältnis.

Nach den Ausführungen im Teil I dieses Aufsatzes liegen bei allen ähnlichen Propellern von bestimmtem Modell bei gleichem Slip gleiche Schub- und Momentenkonstanten sowie gleiche Wirkungsgrade vor. Dasselbe ist naturgemäß auch bei gleichem Fortschrittsgrad $\frac{V}{nD}$ der Fall, da letzterem bei

einem Propeller von bestimmtem Modell also auch bestimmtem Steigungsverhältnis $\frac{H}{D}$ ein ganz bestimmter Wert des Ver-

hältnisses von $\frac{V}{nH}$ und somit auch des Slips $1 - \frac{V}{nH}$ zugeordnet ist. Im Gegensatz zu den Diagrammen Fig. 4 bis 9 sind die Schub- und Momentenkonstanten in Fig. 46 der Einfachheit wegen und mit der Absicht, den unsicheren Begriff der Steigung ganz auszuschalten, durch die Ausdrücke

$c_1 = \frac{S}{n^2 D^4}$ bzw. $c_2 = \frac{M}{n^2 D^5}$, statt $\frac{S}{n^2 D^2 H^2}$ und $\frac{M}{n^2 D^2 H^3}$

ersetzt, wodurch an dem Wesen dieser Konstanten aus dem Grunde nichts geändert wird, weil dieselben immer nur für ein ganz bestimmtes Steigungsverhältnis gelten.

Aus den Diagrammen Fig. 46 lassen sich ohne weiteres bereits folgende Schlußfolgerungen ziehen:

Bei den einzelnen untersuchten Modellpropellern ergeben sich für die im Maximum erreichbaren Wirkungsgrade um so höhere Werte, je größer die Steigungsverhältnisse waren und zwar fast durchweg bei demselben Slip von etwa 28 bis 30%.

Bei den niedrigen Fortschrittsgraden $\frac{V}{nD}$, die bei gleichen Touren und Propellerdurchmessern gleichbedeutend mit den kleinen Fahrtgeschwindigkeiten sind, zeigten sich die niedrigeren Steigungsverhältnisse den höheren entschieden überlegen, eine Tatsache, welche auch bereits bei den Wasserpropellerversuchen festgestellt worden war.

Bei einem bestimmten z. B. durch die Konstruktionsverhältnisse eines Flugzeuges gegebenen Fortschrittsgrad $\frac{V}{nD}$ ist, nach dem Verlauf der Wirkungsgradkurven η_p zu urteilen, der in diesem Fall beste Propeller nicht derjenige, welcher hierbei das Maximum seines Wirkungsgrades erreicht, sondern ein anderer, der dort zwar nicht bei seinem im Maximum erreichbaren Wirkungsgrad arbeitet, dessen Wert von η_p an dieser Stelle aber absolut genommen immer noch besser als der des ersteren Propellers ist.

Im folgenden mag nun zunächst eine weitere Auswertung der Versuchsdiagramme Fig. 46 der Propellergruppe mit 23,5% b/D Blattbreitenverhältnissen für die in der Praxis noch vielfach üblichen sog. Standproben vorgenommen werden. Hierfür ist die Fahrtgeschwindigkeit V gleich Null, mithin die zugehörige Schub- bzw. Momentenkonstante c_1 und c_2 eines bestimmten Propellers diejenige, welche bei dem Wert des Fortschrittsgrades $\frac{V}{nD} = 0$ liegt. Der Propellerschub in kg bei der Tourenzahl n ergibt sich demnach zu:

$$S = c_1 \cdot n^2 D^4$$

und das Drehmoment in mkg:

$$M = c_2 \cdot n^2 D^5,$$

mithin die abgebremste Wellenpferdestärke

$$WPS = \frac{2 \pi n M}{75} = \frac{2 \pi}{75} \cdot c_2 \cdot n^3 D^5,$$

Schließlich der Wert des Propellerschubes in kg pro abgebremste Wellenpferdestärke:

$$S/WPS = \frac{75}{2 \pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{n D}.$$

Auf die abgeleitete Beziehung S/WPS , d. i. der Propellerschub pro abgebremste Wellenpferdestärke ist in Anlehnung an die Praxis aus dem Grunde zurückgegriffen worden, weil dieselbe und zwar in gewissen Grenzen nicht mit Unrecht, einen gewissen Maßstab zur Beurteilung des Gütegrades von Schrauben liefern dürfte, die wie z. B. in der Periode des Aufstieges unter hohen Belastungsgraden und großem Slip arbeiten.

Nach obiger Gleichung wird der Wert von S/WPS um so größer sein, je kleiner das Produkt $n \cdot D$ ist, d. h. je kleiner bei gegebenem (beschränktem) Propellerdurchmesser D die Tourenzahl n und je kleiner bei gegebener Tourenzahl n der Durchmesser D gewählt ist. Damit aber ein bestimmtes Propellermodell den verlangten Schub S erzeugt, muß es infolge der Beziehung

$$S = c_1 \cdot n^2 D^4$$

mit der Tourenzahl

$$n = \frac{\sqrt{S}}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{1}{D^2}$$

arbeiten. Somit ist

$$n D = \frac{\sqrt{S}}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{1}{D} = \frac{1}{\sqrt{c_1}} \cdot \frac{\sqrt{S}}{D}$$

und

$$S/WPS = \left(\frac{75}{2 \pi} \cdot \frac{c_1^{1/2}}{c_2} \right) \cdot \frac{\sqrt{S}}{D};$$

Wie hieraus zu ersehen, ist bei einem vorliegenden bestimmten Propellermodell sowohl der sog. Gütegrad S/WPS

Systematische Luftpropelleruntersuche

Versuche: Drammell, Techn. Prop. Adv. Com. Aeronautics 1911/12

Fluchtgeschwindigkeit konstant = 61 m/sek.
Gruppe $\beta = 23,5\%$

% Q_{Ne} 19/1707

%

32

28

24

20

16

12

8

4

0

$\eta_p = \frac{P_{W}}{P_{M}} = \frac{P_{W}}{P_{M}} = \text{SLIP BEZOGEN AUF WIRKSAMER STEUERUNG}$
 $C_m = \frac{M}{\rho \cdot V^2 \cdot D^3} = \text{MOMENTENKONSTANTE}$
 $C_s = \frac{S}{\rho \cdot V^2 \cdot D^3} = \text{SPURKONSTANTE}$

Daten der Modellpropeller.

Propellernummer	1	2	3	4	5
Q - anfangs Durchmesser in m	0,510	0,510	0,510	0,510	0,510
abw. wirksame Abtragung	0,3650	0,3665	0,4970	0,4575	0,4580
abw. wirksame Abtragungsbahn	0,600	0,650	0,700	0,750	0,800
k - größte Blattbreite in m	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143
k - Blattbreitenverhältnis in %	28,5	28,5	28,5	28,5	28,5
ϵ - Ansatz der Blätter	?	?	?	?	?

S - Schub in kg

Q_{Ne} - Drehmoment in mkg

n - Tourenzahl pro Sek.

V - Fluchtgeschwindigkeit in m/sek.

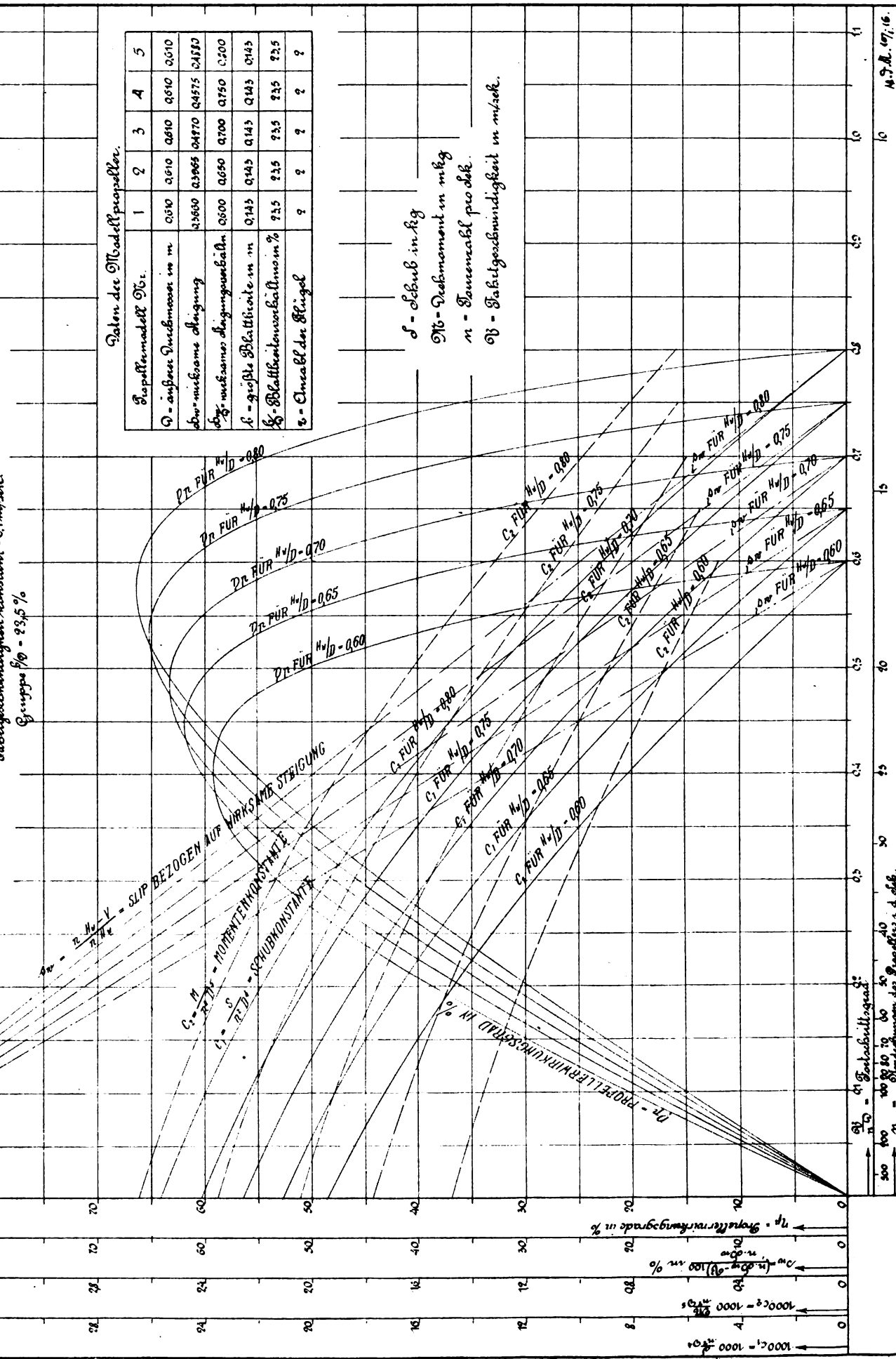


Fig. 46.

M.S.B. 107.16

für die Standprobe als auch die Tourenzahlkonstante $C_n = n \cdot D$ eine einfache Funktion vom Durchmesserbelastungsgrad $\sqrt{\frac{S}{D}}$. Während C_n in direktem linearem Verhältnis zu demselben steht, ist S/WPS diesem umgekehrt proportional.

In Fig. 47 sind die Werte von C_n und S/WPS logarithmisch über denen von $\sqrt{\frac{S}{D}}$ aufgetragen. Soll demnach ein dem untersuchten Modellpropeller genau ähnlicher von bestimmtem Durchmesser in Stand den verlangten Schub S ausüben, so braucht man nur den Abszissenwert $\sqrt{\frac{S}{D}}$ zu ermitteln und kann aus den bei diesem liegenden Ordinatenwerten von S/WPS und $C_n = n \cdot D$ sowohl die erforderlichen abgebremsten Pferdestärken WPS als auch die zugehörige Tourenzahl n errechnen.

Zahlenbeispiel.

Gegeben: Propellerdurchmesser $D = 2,75$ m.

Verlangt: Propellerschub in Stand $S = 440$ kg mit Propeller von $b/D = 23,5\%$ Blattbreitenverhältnis der Gruppe A und $H_w/D = 0,65$ Steigungsverhältnis.

Gesucht: WPS und n ;

Durchmesserbelastungsgrad

$$\sqrt{\frac{S}{D}} = \sqrt{\frac{440}{2,75}} = 7,63.$$

Hierfür bestimmen die Diagramme Fig. 47 für das betreffende Steigungsverhältnis von $H_w/D = 0,65$ die Werte:

$$S/WPS = 2,70$$

und

$$C_n = n \cdot D = 52,5,$$

folglich beträgt die abgebremste Wellenpferdeleistung

$$WPS = \frac{440}{2,70} = 163$$

und die Propellertourenzahl

$$n = \frac{52,5}{2,75} = 19,1/\text{sec} = 1145/\text{min}.$$

Mit den Ergebnissen naturgroßer moderner Luftschrauben von gleichem Durchmesser und Steigungsverhältnis verglichen, zeigt die oben festgestellte Wellenpferdeleistung eine ziemlich

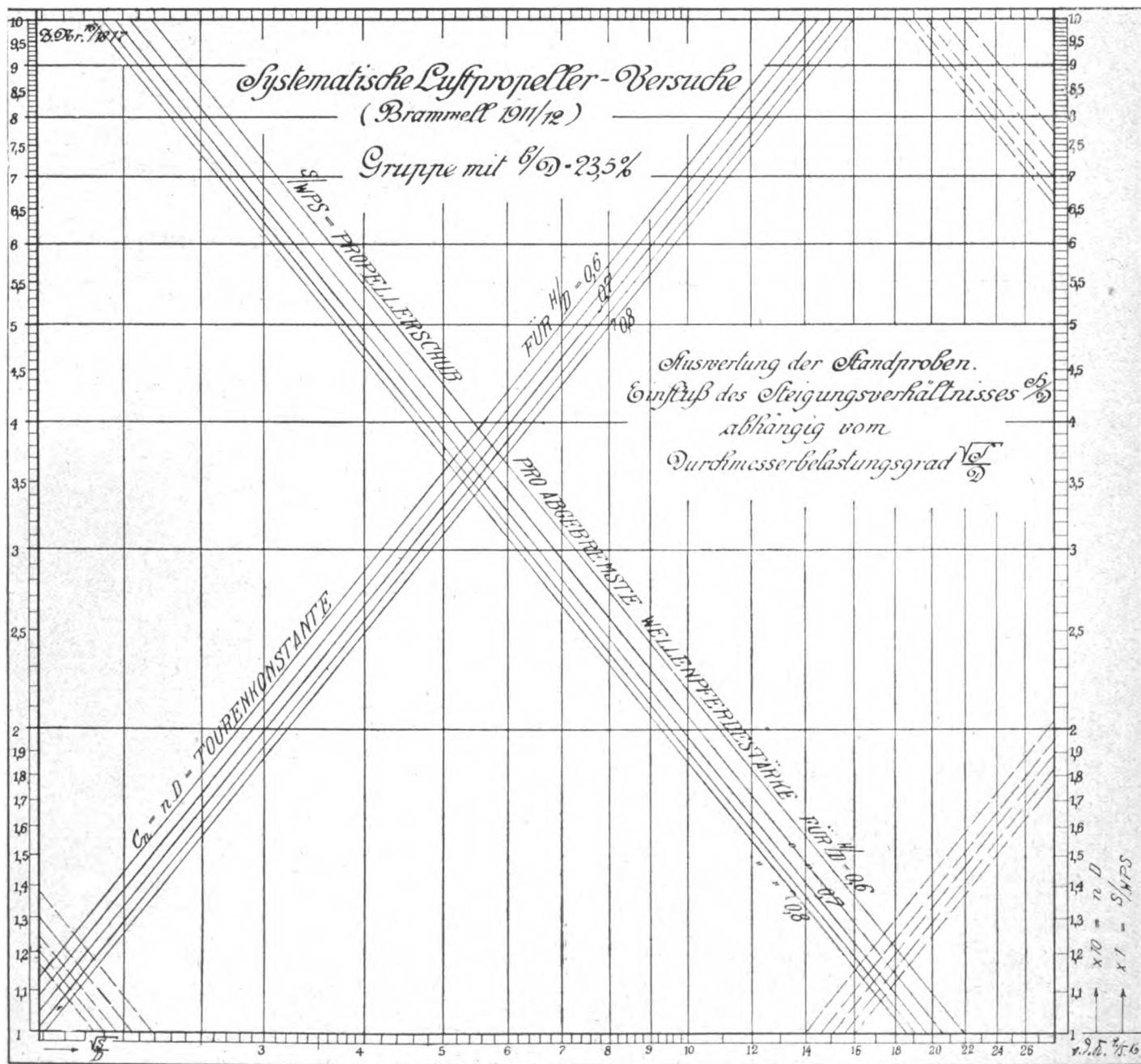


Fig. 47.

gute Übereinstimmung, die Tourenzahl dagegen ist um etwa 15% niedriger als bei jenen, was darauf zurückzuführen sein dürfte, daß moderne Luftschrauben ein viel kleineres Blattbreitenverhältnis b/D von nur etwa 6 bis 7% gegenüber dem der untersuchten Modellpropeller von 23,5% haben. Berücksichtigt man aber die Tourenendifferenz, so lassen sich, nach zahlreichen Vergleichsrechnungen zu urteilen, auch schon die Ergebnisse dieser Modellversuchsergebnisse sehr wohl auf die Verhältnisse üblicher ausgeführter Luftschrauben übertragen.

Aus den Diagrammen Fig. 47 können noch folgende Schlußfolgerungen gezogen werden. Je kleiner der Durchmesserbelastungsgrad \sqrt{S}/D d. h. bei gegebenem Propellerdurchmesser auch der verlangte Schub ist, desto kleiner ist naturgemäß die Tourenzahlkonstante $n \cdot D$ (daher auch die Tourenzahl n selbst) und desto größer ist der sog. Gütegrad S/WPS . Letzterer kann im obigen Fall sehr wohl das Doppelte des oben festgestellten Wertes von $S/WPS = 2,70$ d. i. 5,4 erreichen, was bei 163 abgebremsten Wellenferdestärken einem Propellerschub von 880 kg entspricht, wenn der Durchmesserbelastungsgrad bei demselben Propellermodell von $H_w/D = 0,65$ gemäß den Diagrammen der Fig. 47 nur $\frac{\sqrt{S}}{D} = 3,82$ beträgt und der Propeller einen Durchmesser von

$$D = \frac{\sqrt{S}}{3,82} = \frac{\sqrt{880}}{3,82} = 7,77 \text{ m}$$

erhält, wobei man bei dem zugeordneten $C_n = n \cdot D = 26,5$ auf eine Tourenzahl von

$$n = \frac{26,5}{7,77} = 3,341/\text{sec} = 204/\text{min.}$$

oder, auf die Verhältnisse eines üblichen schmalflügeligen Propellers übertragen, mit etwa 15% Touren mehr, d. s. ca. 235 pro min. zu rechnen hätte.

Bei gleichem Durchmesserbelastungsgrad ist nach den Diagrammen Fig. 47 die Tourenzahlkonstante und daher auch die Tourenzahl selbst, wie leicht erklärlich, um so höher, je kleiner das Steigungsverhältnis ist.

Bei gleichen Durchmesserbelastungsgraden sind die Gütegrade um so höher, je kleiner die Steigungsverhältnisse waren und zwar prozentual in einem mit der Erhöhung der Belastungsgrade immer größer werdenden Maße. Hierzu mag an dieser Stelle nochmals betont werden, daß diese Verhältnisse nur für die Standproben und evtl. noch für eine gewisse Periode der Anfahrt und des Aufstieges eines Flugzeuges gelten, für höhere Fahrtgeschwindigkeiten aber nicht mehr maßgebend sind, da bei diesen, wie schon aus den Diagrammen Fig. 46 ersesehen werden kann und später noch eingehender nachgewiesen werden soll, umgekehrt die größeren Steigungsverhältnisse den kleineren bei gleichem Durchmesser D für gleichen Schub S , d. h. für gleichen Durchmesserbelastungsgrad überlegen sein müssen.

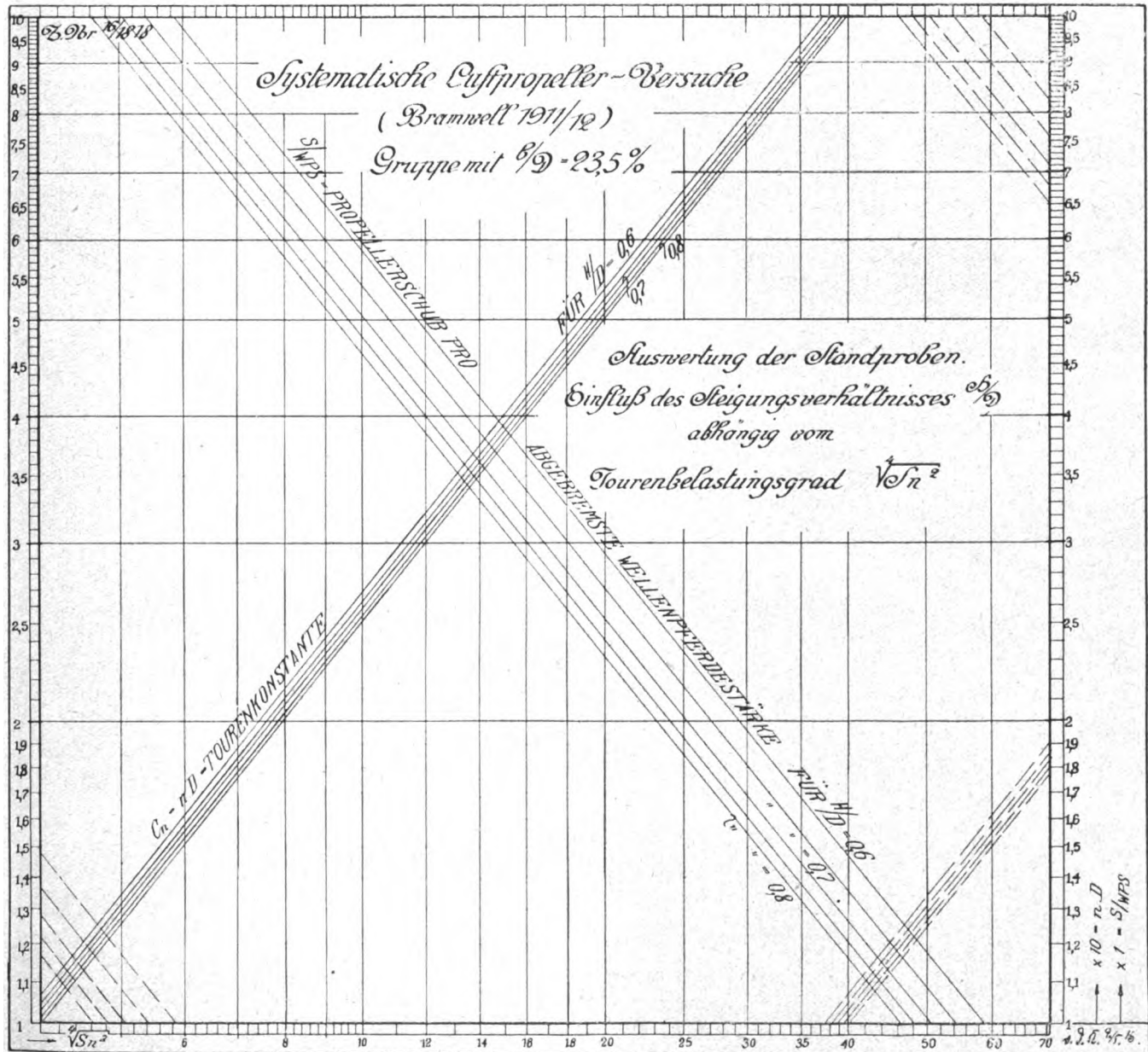


Fig. 48.

Bei einem Vergleich der einzelnen Propeller einer Propellergruppe könnte zweitens als Bedingung gestellt sein, daß für die Standprobe ein bestimmter Schub bei einer bestimmten Tourenzahl eingehalten werden soll. Für diesen Fall muß eine Auswertung der Diagramme Fig. 46 in folgender Weise vorgenommen werden. Nach früherem ist der Gütegrad

$$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{nD}$$

Es ist ferner

$$S = c_1 \cdot n^2 D^4$$

und

$$S \cdot n^2 = c_1 \cdot n^4 D^4;$$

folglich

$$n \cdot D = \frac{1}{c_1^{1/4}} \cdot \sqrt[4]{S \cdot n^2}$$

und

$$S/WPS \cdot WPS = \left(\frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1^{1/4}}{c_2} \right) \cdot \sqrt[4]{S \cdot n^2}.$$

Hiernach ist bei einem vorliegenden bestimmten Propellermodell sowohl der sog. Gütegrad S/WPS für die Standprobe

als auch die Tourenzahlkonstante $C_n = n \cdot D$ eine einfache Funktion vom Tourenbelastungsgrad $\sqrt[4]{S \cdot n^2}$.

In Fig. 48 sind diese Werte von C_n und S/WPS logarithmisch über denen von $\sqrt[4]{S \cdot n^2}$ aufgetragen. An Hand dieser Diagramme läßt sich für gegebenen Schub S und gegebene Tourenzahl n der Durchmesser D sowie die Steigung desjenigen Propellers bestimmen, der dasselbe Steigungsverhältnis wie einer der untersuchten Modellpropeller aufweist. Auch kann aus dem zugeordneten Verhältnis von S/WPS die erforderliche Leistung an abgebremsten Wellenperden ermittelt werden.

Zahlenbeispiel.

Gegeben: Propellertourenzahl in Stand $n = 1145/\text{min.} = 19,1/\text{sec.}$

Verlangt: Propellerschub in Stand $S = 440 \text{ kg}$ mit einem Propeller von $b/D = 23,5\%$, Blattbreitenverhältnis der Gruppe A und $H_w/D = 0,65$ Steigungsverhältnis.

Gesucht: WPS , D und H ;

Tourenbelastungsgrad:

$$\sqrt[4]{S \cdot n^2} = \sqrt[4]{440 \cdot 19,1^2} = 20.$$

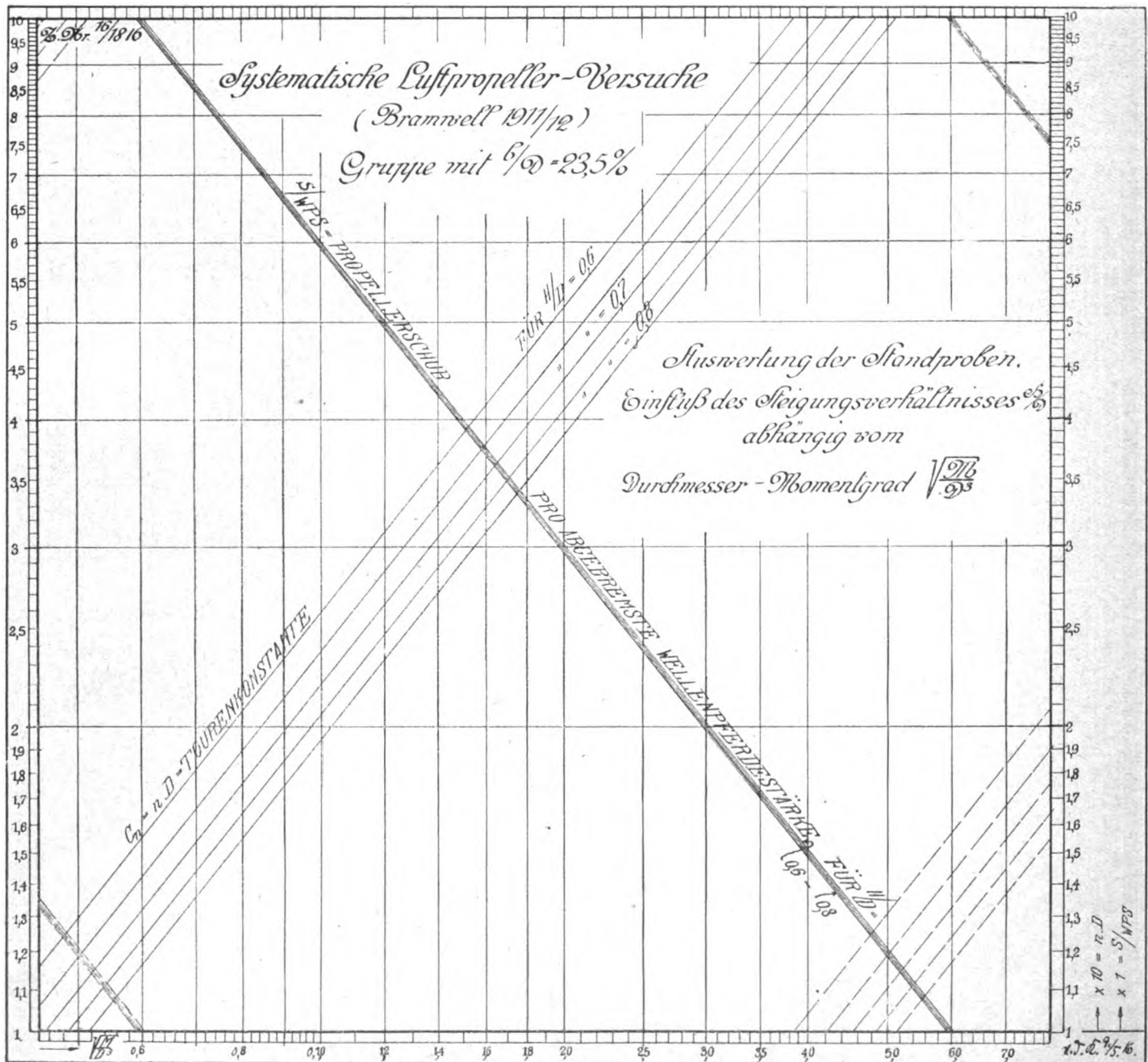


Fig. 49.

Hierfür bestimmen die Diagramme Fig. 48 für das betreffende Steigungsverhältnis die Werte:

$$S/WPS = 2,70$$

und

$$C_n = nD = 52,5,$$

folglich beträgt die abgebremste Wellenpferdeleistung

$$WPS = \frac{440}{2,70} = 163$$

und der Propellerdurchmesser

$$D = \frac{52,5}{19,1} = 2,75 \text{ m}$$

schließlich die Steigung

$$H_w = D \cdot 0,65 = 2,75 \cdot 0,65 = 1,78 \text{ m.}$$

Die Diagramme Fig. 48 zeigen, daß auch für gegebenen Tourenbelastungsgrad $\sqrt[3]{S \cdot n^2}$, d. h. gegebenen Schub und gegebene Tourenzahl, aber freigestellten (nicht beschränkten) Propellerdurchmesser die niedrigeren Steigungsverhältnisse die besseren Gütegrade ergeben müssen.

Bei den obigen Analysen ist stillschweigend vorausgesetzt, daß vorläufig die betreffende Leistung des Motors und auch

das Drehmoment desselben noch nicht festgelegt sind. Ist dagegen ein bestimmter Motor, der seine normale Leistung bei einer ganz bestimmten Tourenzahl und mit einem bestimmten Drehmoment abgibt, vorhanden, so dürfte es sich empfehlen, zur Kennzeichnung des Verhaltens der einzelnen Propeller der Gruppe A eine weitere Auswertung der Versuchsergebnisse in folgender Weise durch die in den Fig. 49 und 50 dargestellten Diagramme vorzunehmen.

Das Drehmoment eines bestimmten Propellermodells im Stand ist

$$M = c_2 \cdot n^2 D^5,$$

wobei c_2 die entsprechende Drehmomentenkonstante bedeutet.

$$\frac{M}{D^5} = c_2 \cdot n^2 D^2;$$

folglich

$$C_n = nD = \sqrt[3]{\frac{M}{c_2}} / \sqrt[3]{D^3};$$

nach früherem ist

$$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{nD}.$$

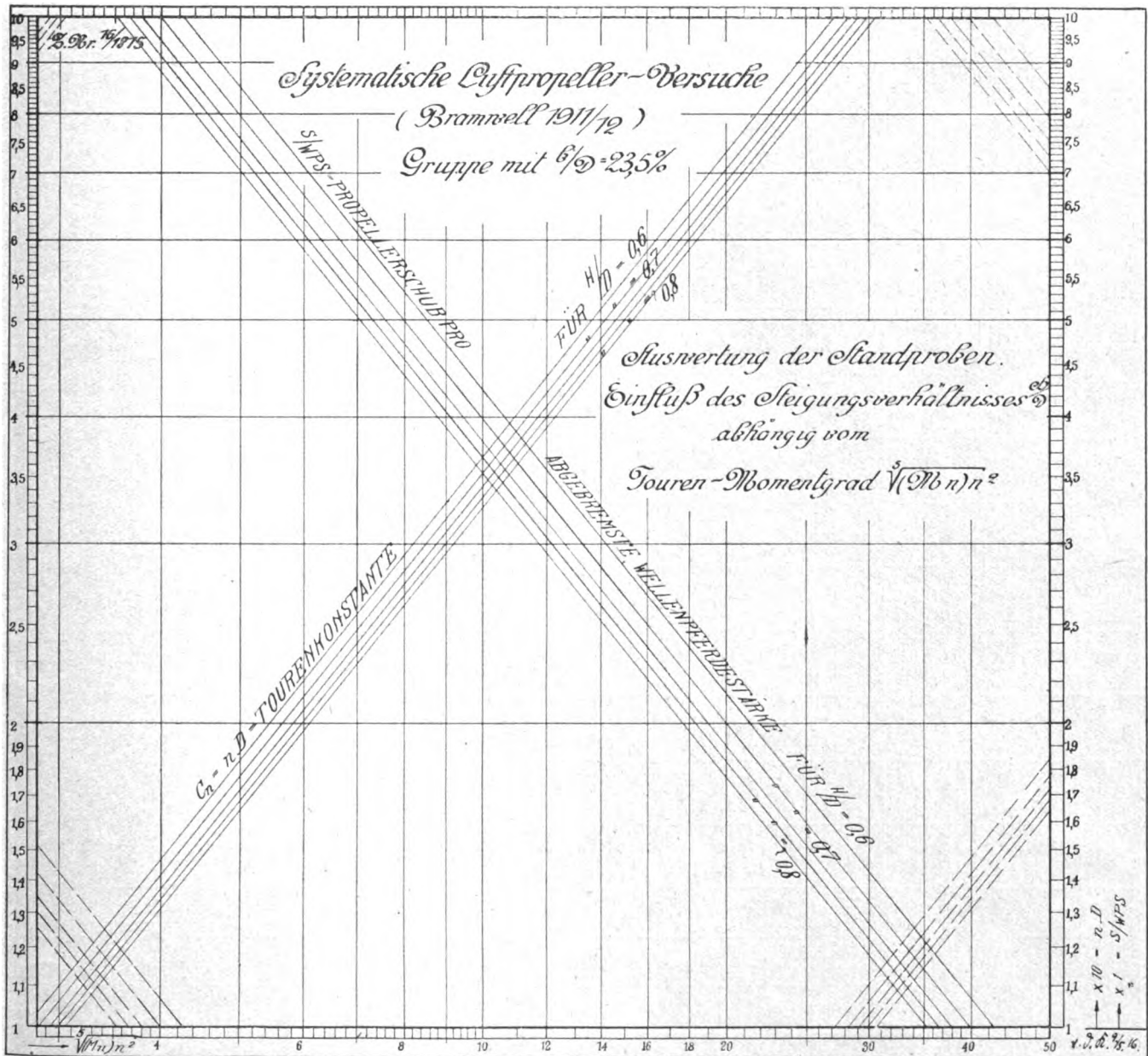
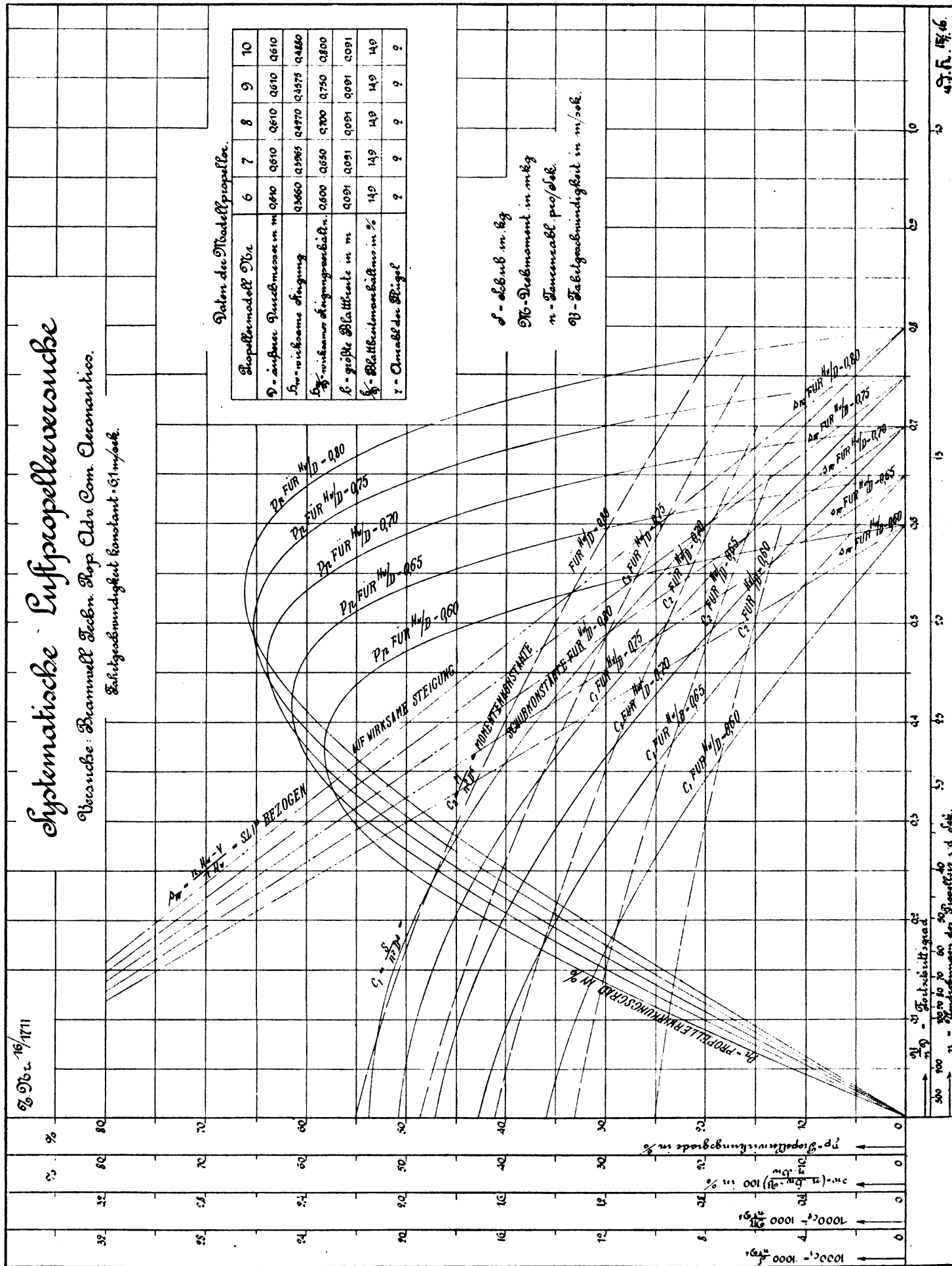


Fig. 50.

Systematische Luftpropelleruntersuche

Versuche: Brammell Techn. Rep. Adv. Com. Oceanautics.

Flüchtgeschwindigkeit konstant = 61 m/sec.



Daten der Modellpropeller.

Propellermodell Nr.	6	7	8	9	10
D - äußere Durchmesser in m	0.610	0.610	0.610	0.610	0.610
H - wirksame Steigung	0.3660	0.3965	0.4270	0.4575	0.4880
H - wirkliche Steigung	0.600	0.650	0.700	0.750	0.800
β - größte Blattbreite in m	0.091	0.091	0.091	0.091	0.091
β - Blattbreitenverhältnis in %	14.9	14.9	14.9	14.9	14.9
γ - Ornament der Flügel	?	?	?	?	?

s - Gewicht in kg
 M - Drehmoment in mkg
 n - Tourenzahl pro Sek.
 V - Fluchtgeschwindigkeit in m/sec.

Fig. 51.

mithin

$$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2^{1/2}} : \sqrt{\frac{M}{D^3}}$$

In den Diagrammen Fig. 49 sind nun die auf diese Art errechneten Werte von S/WPS und $C_n = n \cdot D$ als Funktion von $\sqrt{\frac{M}{D^3}}$ logarithmisch aufgetragen und gestatten die Lösung der gleich in folgendem durch ein Zahlenbeispiel erläuterten Aufgabe.

Gegeben: Motor von $WPS = 163$ abgeregten Wellenperdestärken bei $n = 1145$ Touren pro min. = 19,1/sec, also mit einem zur Verfügung stehenden Drehmoment von

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2\pi \cdot n} = \frac{163 \cdot 75}{2\pi \cdot 19,1} = 103 \text{ mkg.}$$

Der Propeller habe einen Durchmesser $D = 2,75$ m.

Verlangt: Steigungsverhältnis, bei dem die gegebene Tourenzahl im Stand wirklich erreicht wird, sowie nutzbaren Propellerschub bei Wahl dieses Steigungsverhältnisses.

Durchmessermomentgrad:

$$\sqrt[3]{\frac{M}{D^3}} = \sqrt[3]{\frac{103}{2,75^3}} = 2,24;$$

Tourenkonstante: $C_n = n \cdot D = 19,1 \cdot 2,75 = 52,5$;

Für

$$\sqrt[3]{\frac{M}{D^3}} = 2,24 \text{ und } C_n = 52,5$$

bestimmen die Diagramme Fig. 49 ein Steigungsverhältnis $H_w/D = 0,65$ und einen diesem zugeordneten Wert von S/WPS gleich 2,70, so daß der zu erwartende Propellerschub $S = 2,70 \cdot WPS = 2,70 \cdot 163 = 440$ kg betragen wird.

Ist schließlich nur der Motor in seiner Leistung und Tourenzahl gegeben, der Propeller in Durchmesser und Steigung aber noch nicht festgestellt, so kommt die in folgendem erörterte Auswertungsmethode der Versuchsergebnisse in Betracht.

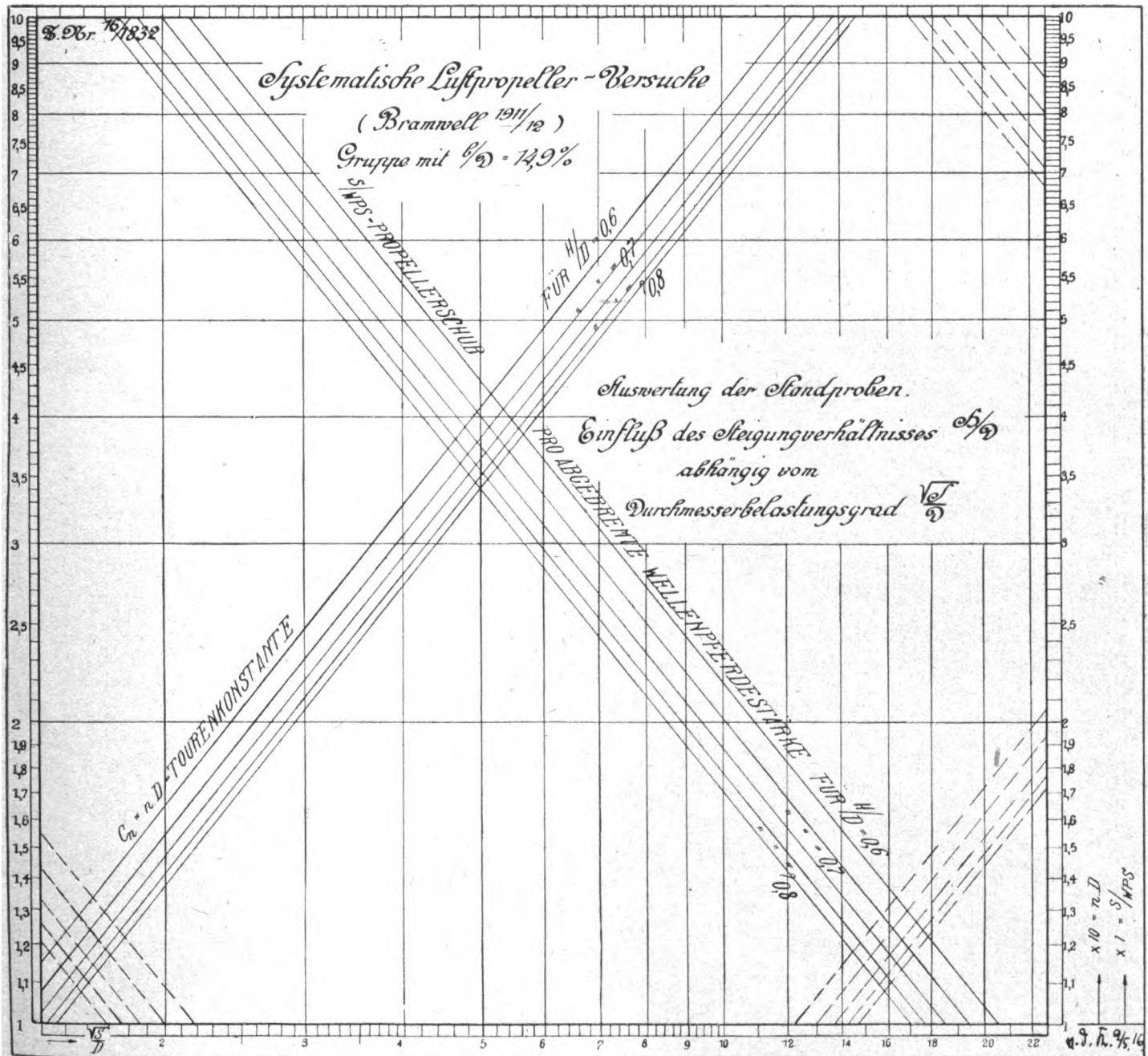


Fig. 52.

Drehmoment $M = c_2 \cdot n^2 \cdot D^5$

$M \cdot n^3 = c_2 \cdot n^5 \cdot D^5$;

folglich

$C_n = nD = \frac{1}{c_1^{1/5}} \cdot \sqrt[5]{M \cdot n^3}$.

Nach früherem ist der Gütegrad

$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2} \cdot \frac{1}{nD}$,

also

$S/WPS = \frac{75}{2\pi} \cdot \frac{c_1}{c_2^{1/5}} \cdot \sqrt[5]{M \cdot n^3}$;

Gütegrad S/WPS und Tourenkonstante $C_n = n \cdot D$ sind demnach eine Funktion des Tourenmomentgrades $\sqrt[5]{M \cdot n^3}$ wie dies in Fig. 50 logarithmisch dargestellt worden ist.

Zahlenbeispiel:

Gegeben sei wie im vorigen Fall die Leistung des Motors von $WPS = 163$ abgeregten Wellenperdestärken bei n

= 1145 Touren/min. = 19,1/sec, also auch das zur Verfügung stehende Drehmoment von $M = 103$ mkg.

Verlangt: Durchmesser und Steigungsverhältnis eines zweckmäßigsten Propellers sowie der mit diesem erreichbare nutzbare Schub.

Tourenmomentgrad

$\sqrt[5]{M \cdot n^3} = \sqrt[5]{103 \cdot 19,1^3}$.

Hierfür bestimmen die Diagramme Fig. 50 für das noch günstige Steigungsverhältnis von $H_w/D = 0,65$ einen Gütegrad von $S/WPS = 2,70$ und eine Tourenkonstante $C_n = nD = 52,5$. Mithin beträgt der zugehörige Propellerdurchmesser $D = \frac{52,5}{19,1} = 2,75$ m und der mit diesem erreichbare Propellerschub $S = 2,7 \cdot 163 = 440$ kg.

Bei Wahl der obigen Zahlenbeispiele ist absichtlich immer derselbe Fall erörtert worden, um den Zusammenhang und die Übereinstimmung der verschiedenen Auswertungsdiagramme zu kennzeichnen.

Die Ergebnisse der in Fig. 45 dargestellten schmalflügeligen Propellergruppe von $b/D = 14,9\%$, Blattbreiten-

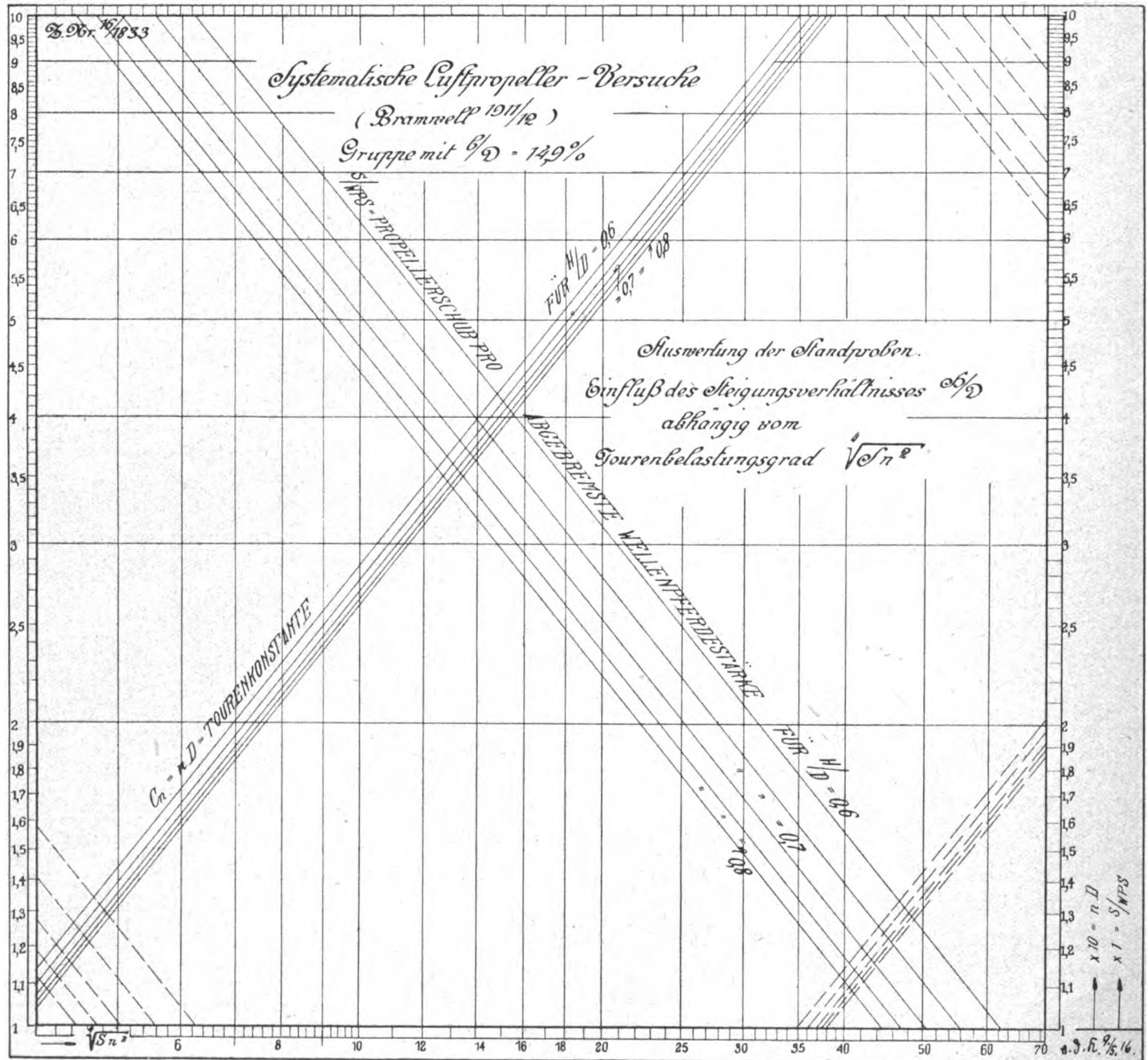


Fig. 53.

verhältnis sind in Fig. 51 genau in derselben Weise als Funktion des Fortschrittsgrades $\frac{V}{nD}$ in Form der Schub- und Momentenkonstanten sowie des Slips und des Propellerwirkungsgrades für verschiedene Steigungsverhältnisse aufgetragen wie die für die breitflügelige Gruppe von $b/D = 23,5\%$ Blattbreitenverhältnis in Fig. 46. Desgleichen sind in den Diagrammen Fig. 52 bis 55 die entsprechenden weiteren Auswertungen für Standproben bei gleichem Durchmesserbelastungsgrad, Tourenbelastungsgrad, Durchmessermomentgrad sowie Tourenmomentgrad vorgenommen worden, um einen unmittelbaren Vergleich beider Propellergruppen für die verschiedenen in Betracht kommenden Belastungsfälle zu ermöglichen. Zahlenmäßige Untersuchungen ergeben für gleiche Steigungsverhältnisse eine geringe Überlegenheit der breitflügeligen Propeller bei den Standproben über die schmalflügeligen bei gleichen Belastungsgraden, für letztere aber nicht unwesentlich höhere Tourenzahlen, die mit denen üblicher ausgeführter Luftschrauben bereits eine annähernde Übereinstimmung bei ungefähr gleichen Gütegraden aufweisen.

(Fortsetzung folgt.)

Einführung in die Dynamik der Flugzeuge.

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

(Fortsetzung.)

Die Bedingungen der Längsstabilität.

Hinsichtlich der dynamischen Stabilitätsbedingungen $D > 0$ und $E > 0$, welche somit an Stelle der mathematischen treten dürfen, gibt D_2 , Gleichung (46), und E_2 , Gleichung (47), keine bemerkenswerten Angaben. m und y sind immer positiv und $E_2 > 0$ ist ohne weiteres erfüllt, wenn $E_1 > 0$. Da nun

$$\frac{E_1}{C_1} = \left(2 - \frac{2my}{n + \frac{y}{2}z + my} \right) = \frac{2n + yz}{n + \frac{y}{2}z + my} \quad (50)$$

wird mit $2n + yz > 0$ für n , das unbedingt positiv sein muß, bereits eine untere Grenze bestimmt für den Fall, daß z negativ ist. Diese Bedingung ist nicht außer acht zu lassen, denn sie kommt bereits bei mäßigen Tieflagen der Schraubenchse in Frage.

$$-N' > Y' \frac{2 + \chi}{2} \frac{S}{G} (-s) \quad \dots \quad (51)$$

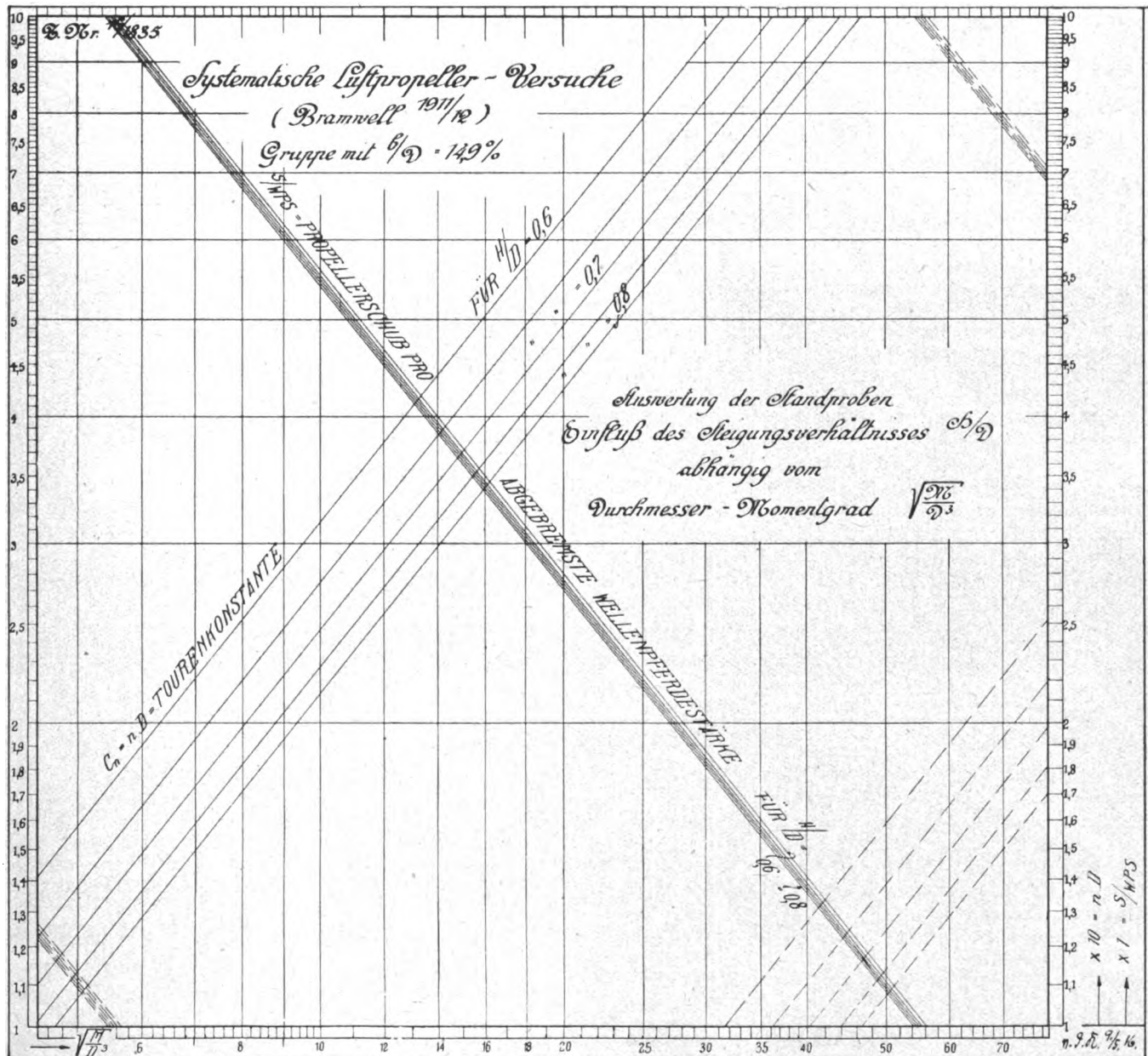


Fig. 54 (Art. Schaffran).

Schon diesseits des damit gekennzeichneten kritischen Wertes geht die Schwingung in eine aperiodische Bewegung über. Gleichung (32). Die weitere, also zweite und letzte, Bedingung $D_1 > 0$ ist keineswegs so streng, als man nach früheren Untersuchungen (Bryan, Lanchester, Runge)¹⁾ erwartet hätte. Der Unterschied ist darin begründet, daß man die außerordentlich günstige Wirkung des Dämpfungsmomentes m unterschätzt hat.

Setzen wir beispielsweise in

$$\frac{D_1}{C_1} = \frac{n}{n + \frac{yz}{2} + my} \left(3 \operatorname{tg} \gamma + (\chi - 1) \frac{S}{G} + \frac{my}{n} \chi \frac{S}{G} + \frac{x}{n} z - \frac{2y}{n} \frac{n + \frac{yz}{2} - m^2}{n + \frac{yz}{2} + my} \right) \quad (52)$$

$m = 0$, so erhalten wir für $S = 0$ die Bedingung $3 \operatorname{tg} \gamma > \frac{2y}{n}$, die ziemlich schwer zu erfüllen ist. In der Tat steht aber im

¹⁾ Eine Besprechung der gesamten einschlägigen Literatur behalte ich mir gelegentlich einer eingehenden Diskussion der Gl. (52) vor.

Zähler des Faktors von $\frac{2y}{n}$ dem n das Quadrat von m vermindern, im Nenner dessen Produkt mit y vermehrend gegenüber, ja der Subtrahend m^2 wird oft überwiegen und so das Vorzeichen des Gliedes überhaupt umkehren. Daraus ist indessen keineswegs zu folgern, man solle n absichtlich klein halten, damit dieser Fall eintrete. Denn die Größe von n spielt in dem Divisor $\left(1 + \frac{yz}{2n} + \frac{my}{n}\right)$ des ersten Gliedes der Klammer eine viel bedeutsamere Rolle als in denen aller übrigen Glieder. Dasselbe gilt hinsichtlich des Einflusses von x . Der Klammerwert ändert sich für normale Werte des Schubrichtungsabstandes s vom Schwerpunkt nur sehr wenig. Die Dämpfung als Funktion von s erscheint also im wesentlichen als eine gegen die Ordinatenachse verschobene gleichseitige Hyperbel. Man kann daher eine tiefe Lage der Schraubenachse als sehr vorteilhaft für die Stabilität bezeichnen.

Unter Vernachlässigung der Schubänderung mit der Geschwindigkeit ($\chi = 0$) und der Lage der Propellerachse gegenüber dem Schwerpunkt ($x = 0$) wäre, wie in älteren Arbeiten geschehen ist, auf eine Abnahme der Stabilität mit zunehmender Steilheit des Anstieges zu schließen (großes S). Tatsächlich steht indessen bei dem besten effektiven Wirkungsgrad der Schrauben der Wert χ der Einheit nahe. Es ergibt sich also mit Steigerung der Motorleistung, zumal bei tiefer

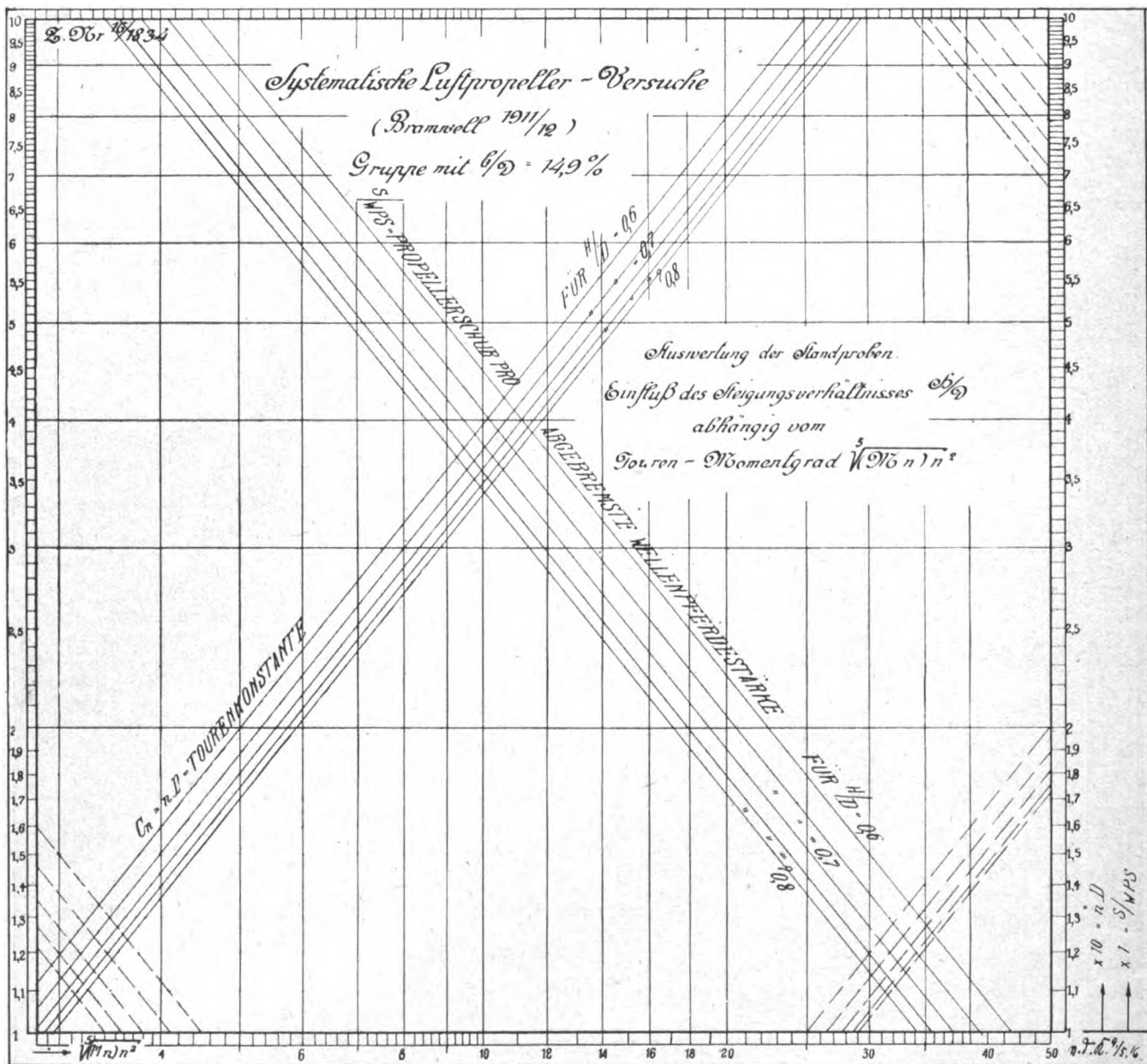


Fig. 55 (zu Art. Schaffran.)

Lage der Schraubenachse (da $x \sim S$) eine bedeutende Vergrößerung der Dämpfung und damit der Stabilität im weiteren Sinne des Wortes.

Art der Längsschwingungen.

Das volle Verständnis für die Bedeutung der Stabilitätsbedingungen gewinnt man indessen erst auf Grund von anschaulichen Vorstellungen über die Art der Schwingungen, die den oben errechneten Werten der $\frac{D}{C}$ und $\frac{E}{C}$ entsprechen. λ_2 charakterisiert eine Bewegung mit außerordentlich kurzer Periode und ausgezeichneter Dämpfung. Die Schwingungsdauer, die nach den Gleichungen (17), (27), (29) und (30) mit den reinen Zahlen $\frac{D}{C}$ und $\frac{E}{C}$ aus:

$$T = 2\pi \frac{v}{g} : \sqrt{\frac{E}{C} - \left(\frac{D}{2C}\right)^2} \text{ sec} \dots (53)$$

berechnet werden kann, wird, da m und y von gleicher Größenordnung sind, in erster Linie bestimmt durch n . Für $Z = 0$ (also $s = 0$ oder $S = 0$) wird mit $m \cong y$

$$T = 2\pi \frac{v}{g} : \sqrt{n + my - \left(\frac{m+y}{2}\right)^2} \cong 2\pi : \frac{v}{g} : \sqrt{n} \\ = 2\pi \sqrt{\frac{Gr^2}{(-N')g}} \dots (54)$$

Dies bringt die Berechtigung mit sich, die bereits oben wahrgenommen wurde, die Bewegung schlichtweg als Drehungsschwingung zu bezeichnen.

Die Drehungen bedeuten Änderungen des Anstellwinkels. Dadurch steigt bzw. fällt der Auftrieb und bewirkt eine Hebung bzw. Senkung des Schwerpunktes, so daß die Vergrößerung oder Verkleinerung des Anstellwinkels durch eine Richtungsänderung des relativen Windes nach unten bzw. oben ausgeglichen wird. So bewirken m und y gemeinsam eine außerordentlich schnelle Beilegung der Störung. Die Schwingung entzieht sich jeder Beobachtung. Denn bereits nach einigen Hundertstel Sekunden ist eine unerwünschte Änderung des Anstellwinkels auf die Hälfte reduziert. Diese Zeit ist nur wenig abhängig vom Flugzeugsystem und ganz unabhängig von der Dauer der Drehungsschwingung.

Die zweite Art der Bewegung, die den Größen $\frac{D_1}{C_1}$ und $\frac{E_1}{C_1}$ entspricht, ist eine Schwingung des Schwerpunktes, die sich seiner stetigen Bewegung überlagert. Ändert ein Flugzeug seine Lage gegenüber der Flugbahn nicht, so wird es nach einem Geschwindigkeitsverlust infolge des verminderten Auftriebs fallen, hierbei überschreitet es aus Trägheit die Gleichgewichtslage; die nun zunehmende Geschwindigkeit steigert den Auftrieb, seine Beschleunigung treibt es hinauf über die Bahn des stetigen Fluges usf. Da es sich um eine mit der ersten Potenz der Geschwindigkeit gedämpfte Schwingung handelt, sind die Schwingungen isochron, d. h. der schwingende Körper verweilt ebensolange diesseits wie jenseits der Gleichgewichtslage. Weil nun im vorliegenden Fall die Geschwindigkeit unterhalb derselben größer, oberhalb kleiner als die natürliche ist, wird räumlich der untere Teil der Bahn länger als der obere. Unter der Voraussetzung verschwindender Dämpfung (einfache harmonische Schwingung) wird jedoch die gleiche Amplitude erreicht. Die Flugbahn weist also »steilen Berg« und »flaches Tal« auf. Tatsächlich ist eine Dämpfung vorhanden in erster Linie durch den Widerstand, der wie der Auftrieb mit dem Quadrat der Geschwindigkeit wächst. Im Tal ist er größer als beim stetigen Flug, auf dem Berg kleiner. Die Integration über den Weg liefert den Energieverlust durch die Dämpfung. Diese muß also X und damit $\tan \gamma$ proportional sein. Die vollkommene Lagenbeständigkeit hat bei den periodischen Änderungen der Flugrichtung, da das Trägheitsmoment endliche Größe besitzt, ein unendlich großes elastisches Moment zur Voraussetzung. Da ein solches nicht realisierbar ist, wird sich die Lage durch die Trägheit ändern, und damit gewinnt die Abhängigkeit des Auftriebs vom Anstellwinkel

Einfluß. Auf dem Gipfel des Bergs bzw. in der Sohle des Tals besitzt das Flugzeug seine größte Winkelgeschwindigkeit. Zu ihrer Verzögerung bedarf es eines Moments, das ($-N'$) nach einer kleinen Lagenänderung (δ) liefert, die um so beträchtlicher sein wird, je kleiner ($-N'$) ist. Die Änderung des Anstellwinkels hat aber außerdem eine gleichsinnige Änderung des Auftriebs zur Folge. Seine Minderung bei Beginn der Talfahrt wird diese schneller und jäher, seine Zunahme beim Anstieg diesen steiler erfolgen lassen.

Diese Beziehung erklärt das Auftreten des negativen Glieds $-\frac{2y}{n}$ im Dämpfungsfaktor. Dies Glied steht jedoch im Produkt mit einem Quotienten, der mit wachsendem m außerordentlich stark abnimmt. Denn das Dämpfungsmoment W der Drehung bewirkt, daß der Anstellwinkel und damit der Auftrieb bei nach oben bzw. unten offener Krümmung der Bahn kleiner bzw. größer wird. Dadurch wird — eben entsprechend der verminderten Zentripetalkraft — auch die Krümmung selbst schwächer, hiermit auch die erforderliche Winkelbeschleunigung usf. Durch diese Streckung der Bahn wird andererseits der angestrebte Durchgang durch die Gleichgewichtslage verzögert, d. h. die Periode verlängert; und dies um so stärker, je weniger n den Einfluß von m zu beinträchtigen vermag. Denn ($-N'$) wird auch die Änderung des Anstellwinkels, die W verursacht, zu vermindern suchen. Daraus erklärt sich die widersprechende Einwirkung von n auf die Größe des Dämpfungsfaktors. Daß große Geschwindigkeit den Wert von n und damit die Stabilität steigert, beruht darauf, daß die Schwingungsdauer, Gleichung (54), mit der Geschwindigkeit wächst; eine »ähnliche« Winkelbeschleunigung also ein dem Quadrat der Geschwindigkeit umgekehrt proportionales Moment fordert.

Die Fehler des Rechnungsvorgangs.

Es wurde, um der Übersichtlichkeit der Rechnung nicht gänzlich verlustig zu gehen, mit der Beseitigung der Größen, die von zweiter Ordnung klein sind, bereits bei den Gleichgewichtsbedingungen Gleichung (4) bis (6) begangen.

Der Fehler bleibt hinsichtlich der Störkräfte, die selbst als von erster Ordnung klein zu bezeichnen sind, natürlich der gleiche, sinkt jedoch in bezug auf die Kräfte des Gleichgewichts zur dritten Ordnung herab. Für das Gleichgewicht selbst spielt indessen, im Hinblick darauf, daß die Nutzlast nur einen Bruchteil des Gesamtgewichts ausmacht, die Stellung des Schubs gegenüber der Flugrichtung dennoch eine Rolle. Läßt man nach Gleichung (4) eine Minderung des Vortriebs um 2% zu, so steigt die Tragfähigkeit um 20% desselben ($\beta = +11\frac{1}{2}^\circ$). Das bedeutet bei einem Flugzeug von einer Tonne Gewicht eine Steigerung der Nutzlast um $G \frac{S}{G} \sin \beta \cong 50 \text{ kg}$. Findet diese zulässige Überlastung nicht statt, so bedingt die Schrägstellung des Schubs eine sehr willkommene Verkürzung der Anlaufstrecke. Die dynamischen Folgen sind nach Gleichung (11) und (12) günstig; sie bestehen in geringer Vergrößerung der Werte x und y . Aus Gleichung (12) läßt sich noch auf eine kleine Verlängerung der Periode der Schwerpunktschwingung schließen, die ja zunächst, Gleichung (50) und (53), durch den Faktor 2 von ω bestimmt wird, wie man sich aus den ersten Näherungen der Gleichung (11) $\frac{v}{g} \omega = \tau$ und Gleichung (12) $\frac{v}{g} \dot{\tau} = -2\omega$ leicht überzeugen kann.

$$T \cong 2\pi \frac{v}{g} : \sqrt{2} \dots (55)$$

Es gilt ferner ganz allgemein, den Ansatz der Bewegungsgleichungen einer Fehlerkritik zu unterziehen für den Fall, daß es sich um endliche Schwingungen handelt. Denn wenn wir auch eine Kurve, um zu linearen Funktionen zu gelangen, in der Theorie der unendlich kleinen Schwingungen durch ihre Tangente vertreten lassen, so bezieht sich das Attribut »unendlich« klein doch lediglich auf die Forderung unendlicher Genauigkeit der reinen Mathematik. Wenn nur die Krümmung der Kurve innerhalb des Bereichs der Variabilität der Funktion nicht allzu beträchtlich ist, kann die Berechnung von

Schwingungen endlicher Amplitude mit einer Genauigkeit erfolgen, die auch sehr weitgehende quantitative Schlüsse gestattet.

Die Proportionalität des Widerstandes mit dem Quadrat der Geschwindigkeit fand rechnerisch Ausdruck in dem Differential:

dv^2 = 2v dv (56)

oder mit:

Δv = ωv, Δv^2 = 2ωv^2 (57)

Die Quadrierung hätte jedoch geführt auf:

(v + ωv)^2 = v^2 (1 + 2ω + ω^2) (58)

Der Fehler der Vereinfachung beträgt also ω^2 / (1 + 2ω) der ganzen oder ω^2 / 2ω = ω/2 der zusätzlichen Kraft. Für eine Änderung der Geschwindigkeit um 20% (ω = 0,20) bedeutet das einen Fehler von 3 bzw. 10%. Dabei betragen die Amplituden der Schwerpunktschwingung für eine Geschwindigkeit von 30 m/sec 18 m.

Ferner wurden noch die Ableitungen von X, Y und N nach dem Anstellwinkel und dessen Änderungsgeschwindigkeit genommen. Davon wurden U und V nach der Gleichung (45) von der Bestimmung der Näherungslösungen mit geringem Fehler wieder ausgeschlossen. Die Änderungen von Y sind an sich linear (bis zu einem Höchstwert) und das Dämpfungsmoment W ist im wesentlichen auch Funktion der Auftriebsänderungen. Der Wert X', der wegen des parabolischen Verlaufs der ζ-Kurven am ehesten merklichen Änderungen unterliegen könnte, tritt in den Näherungslösungen nur in D1/C1 in einem unbedeutenden Glied auf.

Nachteilig für den Wert der Rechnung könnten höchstens Krümmungen der Kurve der rückführenden Momente über dem Anstellwinkel werden. Es liegt jedoch in der Hand des Konstrukteurs, durch geeignete Wahl von Schränkung, Größe, Form und Querschnitt der Flosse diese Funktion zu gestalten. Seine erfolgreichsten Bemühungen sind meist mit einer Annäherung der Kurve an einen linearen Verlauf verbunden. Die endlichen Störungen beim Überfliegen von Waldrändern oder Bodenerhebungen können immerhin ja beträchtlich sein; aber wenn man die Kurve innerhalb des in Betracht kommenden Bereichs durch eine Gerade ersetzt, die gleiche Flächen zwischen den betreffenden Abszissen und der Abszissenachse abschneidet und die Tangente dieser Geraden in die Gleichungen einführt, so ist die potentielle Energie des rückführenden Moments im endlichen Bereich praktisch dieselbe und die Sicherheit der Schlußfolgerungen gewährleistet.

Zu dem Zweck hat man sich nur noch darüber Rechenschaft zu geben, welche Stellungsänderungen im Verlauf der Schwerpunktschwingung zu gewärtigen sind. Gemäß den Bewegungsgleichungen (19) bestimmt die Geschwindigkeitschwankung ω die Richtungsänderung τ etwa nach:

-τ + λ1 ω = 0 (59)

Ebenso unter Vernachlässigung kleinerer Glieder läßt sich die Winkelgeschwindigkeit der Flugrichtungsänderung λ1 τ allein zurückführen auf die Zunahme des Auftriebs mit der Geschwindigkeit und seine Minderung durch die Abnahme des Anstellwinkels infolge der endlichen Größe des Trägheitsmoments

λ1 τ + 2ω + γδ = 0 (60)

Und mit Gleichung (59):

δ = - (λ1^2 + 2) ω / γ (61)

Nun ist bei kleiner Dämpfung (D0/C0) nach Gleichung (26)

λ1^2 = - E0/C0 und man darf nach Gleichung (50) voraussetzen, daß E1/C1 sich von Eins nur wenig unterscheidet. Damit erhalten wir

δ = - ω / γ (62)

Und da γ mindestens 4 beträgt, höchstens Winkeländerungen δ = - ω / 4; für ω = 0,20 also Schwankungen um ± 3°.

Man wird mit Gleichung (61) in den meisten Fällen finden, daß die Fehler

ΔN - N'δ / ΔN (63)

innerhalb des Bereichs bleiben, der den andern Funktionen oben zugestanden wurde und der der Zuverlässigkeit der Widerstandsdaten und Formeln entspricht.

Zudem halte man sich gegenwärtig, daß die dargelegten dynamischen Beziehungen sich nur auf eine bestimmte Form der Erfüllung der drei Gleichgewichtsbedingungen stützen, und daß einige der Größen, die für einen Schwingungsverlauf als beharrlich angesehen werden dürfen, im Verlauf einer Fahrt sich wesentlich ändern können¹⁾. So ändert Höhensteuerbetätigung die Größen j, m, x, y und z.

Liegt Benzin- und Öltank in nächster Nähe des Schwerpunkts, so ändert die Gewichtsabnahme ΔG durch den Brennstoff- und Schmiermittelverbrauch das Trägheitsmoment und die Geschwindigkeit. Das Quadrat des Trägheitshalbmessers vergrößert sich gegenüber dem Anfangswert zu:

(r^2) = G r^2 / (G - ΔG) (64)

und die Geschwindigkeitshöhe nimmt, da sich der Anstellwinkel nicht ändert, gemäß der Gleichgewichtsbedingung (Gleichung (9)):

G = Y

auf:

(h) = h (G - ΔG) / G (65)

ab. m nimmt also mit

(1 - ΔG/G), n mit (1 - ΔG/G)^2 ≈ (1 - 2 ΔG/G)

ab. Beide Einflüsse sind nachteilig auf die Dämpfung Gleichung (52). Wenn nun auch die Vergrößerung von r^2 sich in keiner zulässigen Weise hintanhaltend läßt, so kann man doch die Abnahme der Geschwindigkeit verhindern dadurch, daß man die Tanks hinter den Schwerpunkt legt. Der Abstand betrage d. Dann verursacht der Brennstoffverbrauch ΔG eine Abnahme des Anstellwinkels:

Δα = ΔG d / -N' (66)

Daraus ergibt sich eine Abnahme des Auftriebs:

Y' Δα = - Y' d / -N' ΔG (67)

die bei

d = -N' / Y' (68)

durch ΔG bei unveränderter Geschwindigkeit gerade ausgeglichen wird. Trotz der Verschiebung des Schwerpunktes gegenüber den unveränderlichen Massen des Flugzeuges bleibt

Gleichung (63) im wesentlichen bestehen. Der Quotient m/n wird bei dieser Anordnung des Betriebsstoffbehälters von dem Betrag seines Inhalts nicht berührt.

Selbst für einen gegebenen Betriebszustand des Flugzeugs kann die Stabilität verschieden sein je nach dem Zustand der Atmosphäre. Die Dichte der Luft nimmt so bei einem Gleitflug aus 2000 m Höhe bis zur Meereshöhe um etwa 25% zu und dementsprechend die Geschwindigkeit um rd. 12% ab.

Längsstabilität und Wirtschaftlichkeit.

Die Bemühungen um die statische Stabilisierung: N' < 0 laufen wirtschaftlichen Forderungen zuwider; denn wenn schon einmal die Zufügung schädlicher Widerstände durch Anordnung

¹⁾ Ganz abgesehen von der verschiedenen Anzahl der Fahr-gäste einzelner Fahrten.

einer Hilfsfläche für die Zwecke der Höhensteuerung nicht zu umgehen ist, so erscheint es doch dringend erwünscht, dieser Hilfsfläche für den stetigen Flug ihren günstigsten Anstellwinkel zu geben. Statt dessen läßt sich, wie schon Bothez¹⁾ gezeigt hat, eine statische Stabilisierung, die trotz der günstigen Wirkung des Dämpfungsmoments m unbedingt erforderlich ist, nur erreichen dadurch, daß man einer vorgelagerten Stabilisierungsfläche (Kopfflosse beim sog. Ententy) außerordentlich großen, einer Schwanzflosse hingegen womöglich negativen Anstellwinkel gibt. Man vergegenwärtige sich aber, daß kleine Unterschiede der Flügelwiderstände leicht überwuchert werden durch die »schädlichen« Widerstände von Motor, Führer, Boot usf. und daß für deren Anordnung neben den Gleichgewichtsbedingungen die Forderung geringsten Widerstandes nicht allein maßgeblich ist. So gilt es daneben die konstruktiv mühsam gesteigerte Leistungsausnutzung der Schraube nicht dadurch herabzusetzen, daß dem Schraubenstrahl beträchtliche Hindernisse in den Weg gestellt werden.²⁾ Ein Flugzeug mit schiebender Schraube kann sehr wohl einem andern mit ziehender überlegen sein, wenn es auch nicht gelingt, die Verkleidung von Motor, Führer und Betriebsmittel ebenso gefällig zu vollziehen und damit den Widerstand auf den gleichen Betrag herabzudrücken. Danach erscheint es am vorteilhaftesten, ähnlich wie im Schiffbau, die Schraube ganz hinten anzuordnen. Bei der Kopfflossenform³⁾ ist das ohne weiteres möglich, bei der Bauart mit Schwanzflosse⁴⁾ ist jedoch nicht nur das Gewicht der langen Welle und ihrer Lagerung, sondern auch die nicht unbeträchtliche Vergrößerung des Trägheitsmoments unwillkommen. Denn, wie diese, ist jede konstruktive Maßnahme nicht nach ihren aerodynamischen Folgen allein, sondern ebenso gründlich in Hinsicht auf das dynamische Verhalten des Flugzeugs zu beurteilen.

Indessen beeinträchtigt nicht allein die Stabilisierung die Wirtschaftlichkeit, sondern umgekehrt auch die Steigerung der Wirtschaftlichkeit die Stabilisierung. Je vollkommener der Konstrukteur die Bauteile gemäß den aerodynamischen Bedingungen geringsten Widerstandes gestaltet hat, um so kleiner wird X und damit $\text{tg } \gamma$. Dadurch gewinnt man nicht allein den Vorteil, bei gegebener Vertriebsleistung Gewicht oder (und) Geschwindigkeit des Flugzeugs erhöhen zu dürfen, sondern der Führer hat auch bei Notlandungen ein größeres Gebiet zur Verfügung, auf dem er sich den Landungsplatz wählen kann⁵⁾. Andererseits jedoch bedeutet die Abnahme von

$\text{tg } \gamma$ eine Verminderung der Dämpfung $\frac{D_1}{C_1}$ nach Gleichung (52)

und das ist um so bedeutsamer, als für den Gleitflug der ganze Beitrag, den der Vortrieb liefert, wegfällt. Den Maßstäben der Wirtschaftlichkeit⁶⁾ einer Konstruktion muß nach alledem zur Vervollständigung des Urteils ein Maßstab der Stabilität gegenübergestellt werden. Da die Drehungsschwingung durchaus ungefährlich verläuft, genügt die Angabe der Halbwertszeit

¹⁾ Etude de la Stabilité de l'aéroplane. Thèse pour le doctorat. Paris. Dunot et Pinat 1911 S. 98.

²⁾ Hat der Schraubenstrahl eine Geschwindigkeit u gegenüber der ruhenden Luft bei einer Marschgeschwindigkeit v , so ist der größte überhaupt erreichbare Wirkungsgrad der Schraube nach Finsterwalder (Bendemann, Z. d. V. d. I. 1910, S. 790)

$$\eta_m = \frac{v}{v + \frac{u}{2}}$$

Bei einem gegebenen η_m ist also: $u = \left(\frac{1}{\eta_m} - 1\right) 2v$, und die Geschwindigkeit eines Körpers, der die Marschgeschwindigkeit mitmacht gegenüber dem Strahl $u + v = \left(\frac{2}{\eta_m} - 1\right) v$. Den höchsten effektiven Wirkungsgrad erreichen Schrauben gewöhnlich bei $\eta_m = 0,8$ bis $0,9$. Selbst wenn es also gelingt, der Schraube die günstigsten Betriebsbedingungen zu erfüllen, beträgt der Widerstand eines Körpers im Strahl das $1\frac{1}{2}$ bis $2\frac{1}{2}$ -fache als im ungestörten Medium, so daß der Schub größer sein muß, als aus dem Gleitwinkel zu schließen wäre.

³⁾ »Ente« von Reißner und von Voisin.

⁴⁾ »Torpille« von Tatin und Eindecker von Borel.

⁵⁾ Bei Verkleinerung von X um 30% wird das Gebiet doppelt so groß. Aus 1000 m Höhe bei $\text{tg } \gamma = \frac{1}{5}$ stehen rd. 80 km^2 zur Verfügung.

⁶⁾ Gleitwinkeltangente, Wirkungsgrad des Vortriebs usf.

der langen Schwingung. Um das Maß ins Räumliche zu übertragen und damit seine Anschaulichkeit zu fördern, setze man die Halbwertszeit ins Verhältnis zur Schwingungsdauer. Die Maßnahme gewinnt noch durch den Umstand an Bedeutung, daß den Insassen des Flugzeugs eine lange Schwingungsdauer nicht minder willkommen ist als eine schnelle Beilegung der Störung. Denn die periodischen Beschleunigungen, die mit unangenehmen physiologischen Empfindungen verbunden sind, wachsen mit dem Quadrat der Frequenz.

Längsstabilität und Höhensteuerung.

Die Höhensteuerung wird — entgegen vielfach vertretenen Ansichten — in keiner Weise erschwert, wenn der Hilfsflügel selbst dazu verwendet wird. In dieser Richtung besteht für die Schwanzflossenbauart gar kein Unterschied gegenüber den jetzt gebräuchlichen Steuerungsanordnungen. Die Kopfflosse gewinnt freilich kaum an Auftrieb, wenn man sie noch steiler anstellt; man kann aber ein positives Moment durch Vergrößerung der Breite oder des Abstandes¹⁾ der Flosse, die sich konstruktiv sehr wohl durchführen läßt, erreichen.

Es ist indessen zu hoffen, daß man sich im Gebrauch bewegter Teile zu Zwecken der Höhensteuerung mit dem Steigen der Leistungsfähigkeit und Betriebssicherheit der Motoren immer mehr beschränken wird. Wenn man sich nicht mehr genötigt sieht, schon für den wagerechten Flug die Höchstleistung des Motors in Anspruch zu nehmen, ist man auch nicht mehr gezwungen, beim Anstieg der Höhensteuer dauernd verstellt zu halten²⁾, um zur Erhaltung des Auftriebs durch Vergrößerung des Anstellwinkels der Tragfläche die Abnahme der Geschwindigkeit auszugleichen. Es gelingt nach Gleichung (8), ausschließlich durch Leistungsregelung die Höhensteuerung eines Flugzeugs ohne Flächenverstellung zu bewirken. Freilich bedarf das »Abfangen« und »Aufsetzen« ohne Steuergebrauch, also nur durch Verstellung der »Gasdrossel«, ungewöhnlicher Sicherheit des Führers, zumal die damit gekennzeichnete »Gaslandung« nur als »Rollandung« ausgeführt werden kann. Denn, da man die Geschwindigkeit in der Luft nicht durch das Höhensteuer herabsetzt, »rollt« das Flugzeug lange, ehe seine kinetische Energie durch Bodenreibung und Luftwiderstand verzehrt ist; im Gegensatz zum kurzen Auslauf der »Schwanzlandung«, wo die hintenliegende Stabilisierungsfläche (Schwanzflosse) tief liegt, weil man durch sie den Tragflügeln große Anstellwinkel gegeben hat und damit dem Flugzeug kleinere Geschwindigkeit.

Die Verlegung der Schubrichtung unter den Schwerpunkt, die schon oben im Hinblick auf die Vergrößerung der Dämpfung mit steigenden negativen Werten von z empfohlen wurde, bietet auch für die Höhensteuerung durch Leistungsregelung Vorteil. Die mit den Änderungen des Schubes verbundenen Änderungen des Anstellwinkels wirken dann in dem Sinne, die beabsichtigten Flugrichtungsänderungen durch gesteigerte Zentripetalkräfte schneller erfolgen zu lassen. Die Erfahrung, daß viele Flugzeuge nach dem Abdrosseln des Motors nicht ohne Steuerhilfe in den Gleitflug übergehen, findet ihre Erklärung in einer Lage der Schraubenachse über dem Schwerpunkt. Das plötzlich wegfallende Moment des Schubes bewirkt eine Vergrößerung des Anstellwinkels und damit des Auftriebes. Diese Änderung ist um so bedeutender, je schwächer das rückführende Moment — N' ist. Es wird sich also gerade bei Flugzeugen, deren Konstrukteure mit den Erfordernissen der Stabilisierung wenig vertraut waren, eine Krümmung der Flugbahn nach oben einstellen, wo sie nach unten gefordert wird und umgekehrt. Mit anderen Worten: Die hohe Lage der Schubrichtung behindert deswegen die Höhensteuerung, weil sie nach den Bedingungen des Gleichgewichts dem Gleitflug eine kleinere Geschwindigkeit zuordnet als der Fahrt mit Motor. Es ist indessen nicht zu verkennen, daß die Verlegung der Schraubenachse unter den Schwerpunkt die Kippgefahr beim

¹⁾ Vergrößerung der Tiefe des Flügels nutzt nicht viel, da der Auftriebskoeffizient mit Verkleinerung des Seitenverhältnisses abnimmt. Man könnte aber auch an eine Veränderlichkeit der Wölbung denken. Vgl. Eiffel, »Der Luftwiderstand und der Flug« Tafel VI u. X.

²⁾ Der Flugzeugführer sagt schlechtweg »Ziehen«; vom an sich heranziehen des Steuerrades bzw. Knüppels.

Landen vergrößert. Denn, da die Schraube auch bei einer harten Landung nicht auf den Boden auftreffen darf, läßt sich die empfohlene Anordnung des Vortriebes nur erreichen durch höhere Lagerung der Hauptmassen, wodurch die Stoßmomente des Fahrwiderstandes beim Ausrollen wachsen. Berücksichtigt man jedoch außerdem, daß diese Stöße mit dem Quadrat der Landungsgeschwindigkeit wachsen, daß man ferner das Moment des Schubes beeinflussen kann durch Schräglage der Schraubenachse, so wird sich an Hand der zahlenmäßigen Daten schließlich eine Anordnung bestimmen lassen, die allen diesen Forderungen gerecht wird.

(Schluß folgt.)

Französische und englische Militär-Flugzeuge.

Mit Abbildungen und Zeichnungen. (Tafel I.)

Von **Ansbert Vorreiter**.

(Fortsetzung aus Heft 23/24, 1916.)

Flügel und Rumpf sind auf der Oberseite, der Rumpf auch an den Seitenflächen mit einer matten, aber glatten, abwechselnd braunen und grünen Farbe in etwa 1 m breiten, allmählich ineinander überfließenden Feldern gestrichen. Bei einem Teil der Flugzeuge ist das Mittelteil der Oberflügel auf ca. 60 bis 80 cm Breite mit Cellon bespannt, um die Sicht nach vorn-oben zu verbessern.

Die untere Holmbefestigung ist kugelig ausgebildet und wird durch einen Flansch gehalten.

Am hinteren Spannturm aus Hartaluminiumrohren sind die aneinander geflanschten Holme durch Krampen (nach Art der Wagenfederbrisen) befestigt.

Der vordere Spannturm besteht aus zwei senkrechten Hartaluminiumstreben (baldachinartig), an welchen die Flügel durch auf die Holme gesetzte Schuhe festgeklemmt werden. Die Holme werden durch Blechflanschen zusammengeschräubt.

Die Gegenkabel hängen an Bolzen, die durch die Holmspannturmstrebenschuhe gehen und beim Rüsten nicht gelöst werden. Die Haupttragkabel hängen oben an Bolzen des Holmstielknotenpunktes und sind zum unteren Flügelholmrumpfknotenpunkt zusammengeführt.

(Siehe Tafel I und II, Heft 23/24.)

Rumpf:

Bauart: Normales Holzdrahtboot. Die Holme bestehen vorn aus Esche, hinten aus Spruce. Die Strebenschuhe sind aus Blech, mit abgebogenen Lappen mit Spanndrahtösen.

Der Rumpfquerschnitt ist vorn rechteckig, in der Mitte trapezförmig mit der schmalen Seite unten und läuft in einen vertikalen Hinterstevan aus.

Die Bespannung besteht aus Leinenstoff. Die Rumpfunterseite ist bis zum Führersitz, bei einigen Flugzeugen auch die Seitenflächen, mit Furnier beplankt. Die Rumpfoberseite ist abgerundet und durch mit Leinen überklebtes Furnier abgedeckt. Zur Kontrolle der Steuerseile ist ein kurzes Stück der oberen Rumpfverkleidung am Rumpfeende abnehmbar. Zur Befestigung des Motors, der Instrumente und Lagerung der Steuerung ist in ausgiebiger Weise Aluminium verwandt.

Fahrgestell:

Das Fahrgestell ist das übliche V-förmige. Die Streben sind aus Hartaluminiumprofilrohren, die Strebenschuhe aus Stahl. Die unteren vorderen Strebenschuhe sind an der Oberkante ausgebörtelt, und die entstehende Rinne ist mit einem Öl-abführungsröhrchen versehen. Durch diese Einrichtung wird das an der vorderen Strebe herunterlaufende Öl aufgefangen und abgeleitet zur Vermeidung der Zerstörung des Federungsgummis. Die Hilfsachse ist aus gewöhnlichem Aluminium rinnenförmig ausgebildet.

Die einzige Federung des Schwanzspornes besteht in der Nachgiebigkeit der einfachen Blattfeder. Die Feder ist mit krampenartigem Beschlag an einer starken Eschenholzstrebe befestigt, die ihrerseits in einer Furnierkonstruktion von

Stromliniengestalt eingelassen ist, welche an den unteren Rumpfhöhlen festsetzt.

Steuerung:

Die Seitensteuerseile sind vom Hebel bis zum Ruder doppelt verlegt.

Die Höhensteuerseile sind am Knüppel über ein Segment geführt und nur vom Ruder bis hinter den Führersitz doppelt verlegt.

Die Höhenruder sitzen auf einer gemeinsamen Achse. Das Seitenruder ist ausgeglichen.

Die Quersteuerung wird durch Gestänge betätigt. Die Achse der Querruder geht bis über den Rumpf, trägt hier einen Hebel, der durch Stangen mit dem Steuerhebel verbunden ist.

Besondere Beschreibung des Nieuport-1 $\frac{1}{2}$ -Deckers.

Typ 12 Baujahr 1916.

Der Typ 12 ist als Zweisitzer gebaut. Er gleicht in seinem Aufbau dem Typ 11. Die Abmessungen sind dem Zweck des Flugzeugs entsprechend größer gehalten. Besondere Abweichungen werden nachstehend aufgeführt:

Abmessungen:

Spannweite: Oberflügel	9200 mm
" Unterflügel	7460 "
Tiefe: Oberflügel	1820 "
" Unterflügel	900 "
Flächeninhalt: Oberflügel mit Querrudern	15,0 m ²
Flächeninhalt: Unterflügel	5,8 m ²
Baldachin	1,36 "
Gesamtflächeninhalt	22,16 "
Staffelung der Flügelvorderkanten	905 mm
Flügelabstand	1400 "
V-Form oben und unten	180°
Pfeilform: Oberflügel	178°
" Unterflügel	180°
Flächeninhalt: Höhenflosse	1,2 m ²
" Höhenruder	1,3 "
" Seitenruder	0,65 "
" Querruder (gesamt)	2,80 "
Länge über alles	7300 mm
Höhe	2840 "
Einstellwinkel oben: innen 2 $\frac{1}{2}$ °, außen 3 $\frac{1}{2}$ °	
" unten: " 3 $\frac{1}{2}$ °, " 5°	
Inhalt Benzintank, Falltank	110 l
" " Vorrattank	50 "
" " Öltank	30 "

Triebwerk:

Motor: 110 PS Clerget.

Schraube: Les Fils de Regy Frères, Paris; Durchmesser 250 mm, Blattbreite 260 mm.

Der Falltank (110 l) liegt vor dem Führer. Der Vorrattank (50 l) ist unter dem Führersitz angebracht. Das Benzin aus dem Vorrattank wird mittels Handluftpumpe durch den Beobachter in den Falltank befördert.

Flügel:

Die Konstruktion der Flügel ist die gleiche wie beim Typ 11. Der V-förmige Stiel steht schräg (unten näher am Rumpf als oben). Das Flugzeug ist mit cellonbespanntem Baldachin ausgeführt. Die oberen Holmrohrschaften sind durch senkrechte Bolzen mit dem Baldachinholmbeschlag verbunden, welcher auch die Aufhängebolzen der Gegenkabel trägt.

Rumpf:

Der Rumpf ist dem Typ 11 ähnlich. Die Ausrüstung des vornliegenden Führersitzes ist die gleiche.

In der Mitte des M.-G.-Drehringes befindet sich auf dem Boden ein Furnierrohr, das, oben ein rundes Polster tragend,

als Sitz dient. An der linken Seite ist eine Handluftpumpe angebracht, außerdem sind keine Einbauten vorhanden.

Fahrgestell:

Wie bei Typ 11, aber ohne Ölfangrinne am unteren Strebenschuh.

Steuerung:

Wie bei Typ 11.

M.-G.-Einbau:

Ein starrer M.-G.-Einbau ist nicht bei allen Flugzeugen vorgesehen. Einige Flugzeuge tragen einen Einbau wie Typ 11. Der bewegliche M.-G.-Einbau besteht aus einem Ring aus U-Profil, in welchem ein drehbarer und in der Höhe verstellbarer Aufbau durch Rollen geführt wird. Die Feststellung erfolgt durch eine einfache Klemmvorrichtung.

Besondere Beschreibung des Nieuport-1 $\frac{1}{2}$ -Deckers.

Typ 17 Baujahr 1916.

Der Typ 17 ist wieder ein Einsitzer. In seinem Aufbau und Abmessungen lehnt er sich stark an den Typ 11 an.

Abmessungen an 2 verschiedenen Flugzeugen gemessen:

Spannweite: Oberflügel	8300 mm bzw. 8250 mm		
" Unterflügel	7900	»	7900
Tiefe: Oberflügel	1230	»	1230
" Unterflügel	730	»	720

Tragflächen:

Flächeninhalt: Oberflügel mit Quer-			
runder	10,42 m ²	»	10,24 m ²
" Unterflügel	5,16	»	5,04

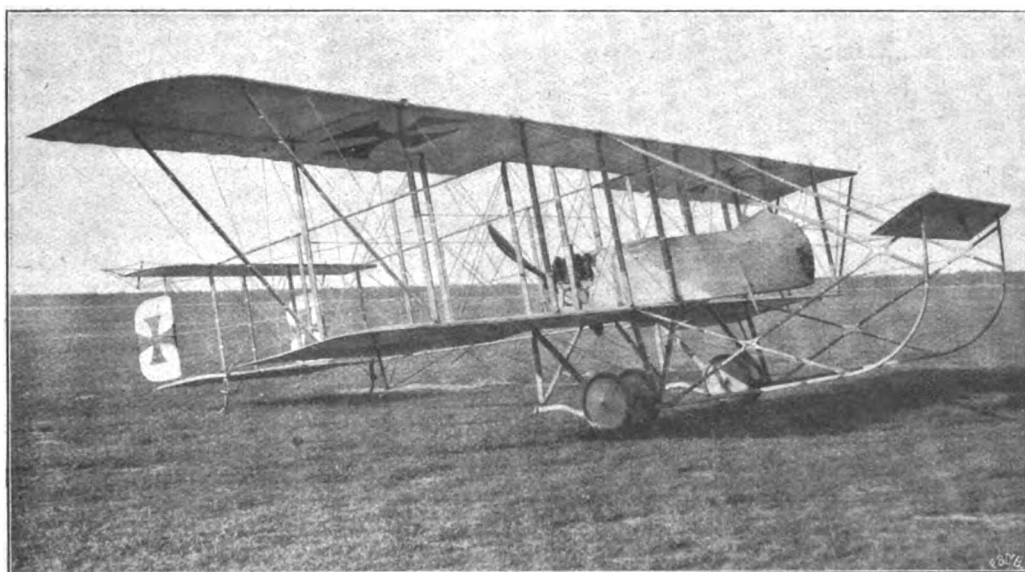


Fig. 14.
Franz. Doppeldecker
Typ M. Farman
mit 100 PS Renault-
Motor.

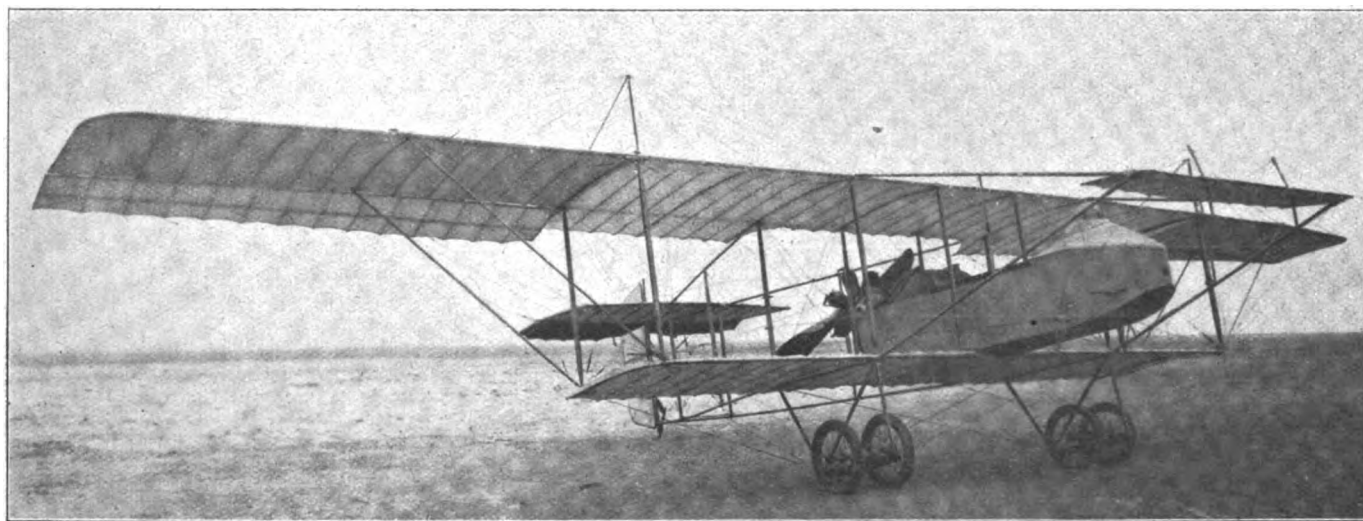


Fig. 15. **Französischer Doppeldecker**, Typ H. Farman mit 80 PS Gnome-Motor.



Fig. 16.
Leichter franz. Doppel-
decker mit 80 PS Gnome-
Motor.

Gesamtflächeninhalt	15,58 mm bzw. 15,28 mm	
Staffelung der Flügelvorderkanten	690 » »	725 »
Flügelabstand	1220 » »	1180 »
V-Form: Oberflügel	180°	180°
» Unterflügel	174°	175°
1/4-Form	180°	180°
Einstellwinkel: Oberflügel innen 3°, außen 2° bzw. innen 2 ¹ / ₂ , außen 1 ¹ / ₂ °.		
» Unterflügel innen 3°, außen 2° bzw. innen 3, außen 1 ¹ / ₄ °		
Flächeninhalt: Höhenflosse	0,88 m ² bzw. 0,87 m ²	
» Höhenruder	1,20 » »	1,34 »
» Seitenruder	0,76 » »	0,67 »
» Querruder (gesamt).	1,44 » »	1,40 »
Länge über alles	5850 mm	5820 mm
Höhe	2580 »	2710 »
Inhalt: Benzintank	70 l	50 l
» Öltank	18 »	15 »

Gewichte:

Leergewicht mit M.-G. 423,7 kg

Triebwerk:

Motor: 110 PS, 1c Rhône.

Schraube: Levasseur; Durchmesser 2760 mm, Blattbreite 210 mm.

Wie bei Typ 11. Da zwischen Führer und Tank der Patronenkasten eingebaut ist, wird statt Standglas eine elektrische Benzin-Mengenanzeigevorrichtung benutzt.

Flügel:

Der Aufbau der Flügel gleicht in der Ausführung dem Typ 11. Das vordere Tragkabel ist anstatt zum unteren Holmrumpfknotenpunkt zum vorderen Rumpffahrgestellknotenpunkt geführt. Bei einem neueren Flugzeug sind zwischen Vorderrandleiste und Vorderholm Hilfsrippen aus U-förmigem Aluminium eingesetzt.

Rumpf:

Ausführung wie bei Typ 11, aber mit rundem Rumpfvorderteil (untere Rumpffläche eben). Bei einigen Flugzeugen ist die Motorhaube ringförmig mit Propellerhaube, bei anderen halbringförmig ohne Propellerhaube ausgeführt. Verschiedene Flugzeuge sind mit einer Kopfstütze versehen.

Fahrgestell:

Wie bei Typ 11.

Steuerung:

Wie bei Typ 11.

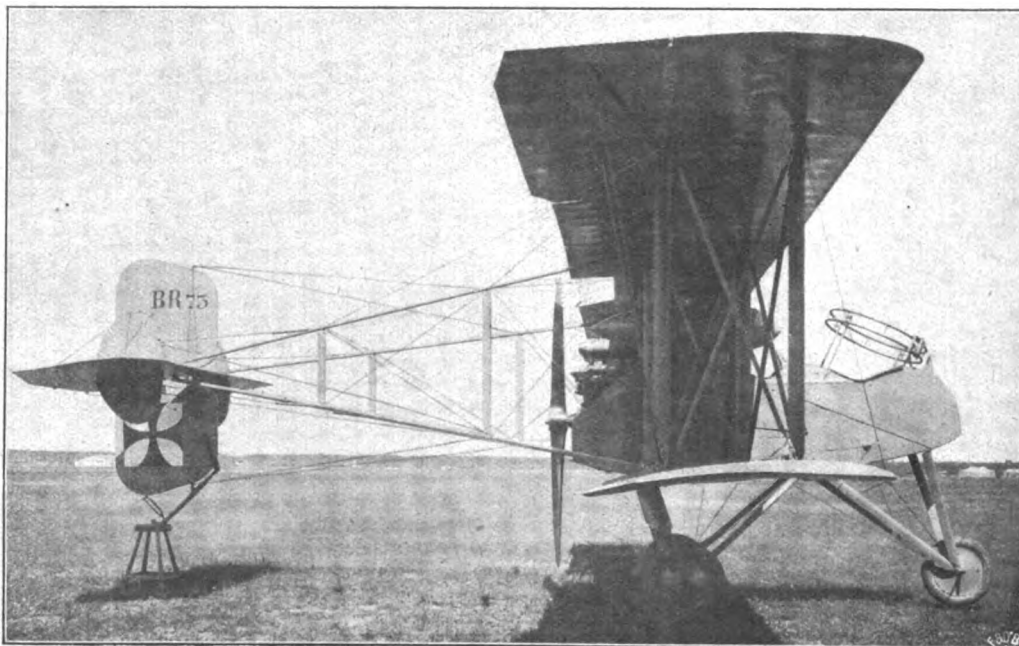


Fig. 17.

Franz. Doppeldecker
(Avion de chasse) 2-sitzig.

Typ Bréguet mit 260 PS
Renault-Motor (wassergekühlt, dem deutschen Mercedes-Motor nachgebaut).

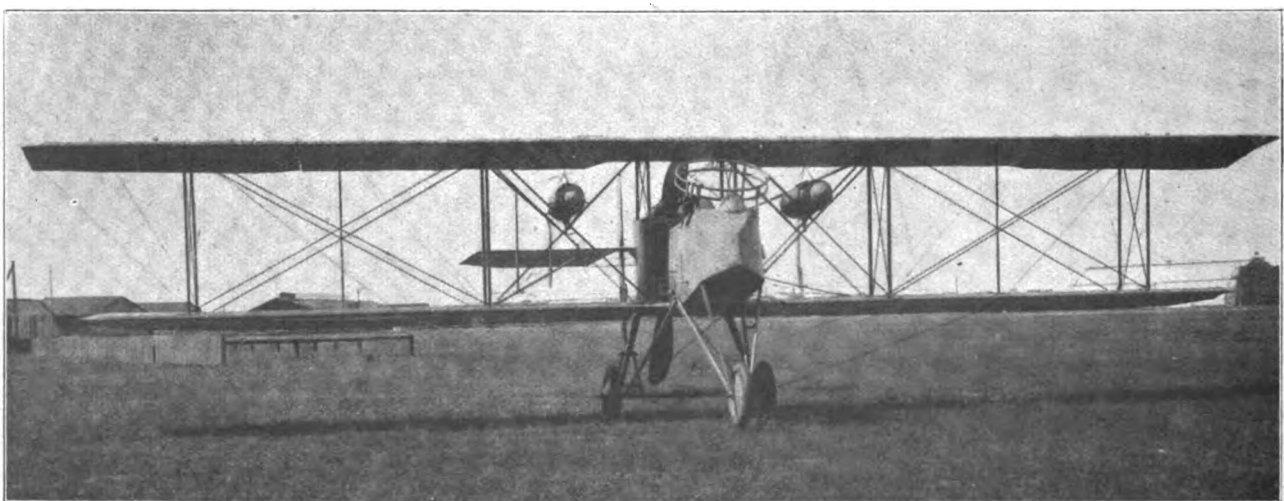


Fig. 18. **Franz. Doppeldecker**, Typ Bréguet mit 260 PS. Renault-Motor (wassergekühlt, dem deutschen Mercedes-Motor nachgebaut).

M.-G.-Einbau:

Das starre M.-G. ist ein wassergekühltes Maxim-M.-G., für Luftkühlung umgeändert und mitten auf dem Rumpf angebracht. Das Steuergestänge läuft durch den Kühlmantel. Der volle Patronengurt wird über eine Holzrolle von ca. 12 cm Durchmesser zum M.-G. geführt. Die leeren Hülsen gelangen durch ein senkrecht nach unten führendes Rohr ins Freie. Der Leergurt läuft durch eine Leitschiene zu einer Holztrommel, die im Inneren eine Feder trägt. Die Feder wird vor dem Fluge gespannt und wickelt dann den Leergurt selbsttätig auf.

IV. Französische Doppeldecker.

Bei Kriegsbeginn und bis Mitte vorigen Jahres wurden von den französischen Fliegern noch die Doppeldecker von H. Farman und M. Farman geflogen. Noch im September 1916 fielen solche Flugzeuge älterer Konstruktion in unsere Hände. Aber auch damals schon wurden mehrere leichte einsitzige Doppeldecker von Caudron, ferner zweisitzige Doppeldecker von Bréguet und von Voisin geflogen, ferner Großflugzeuge Type Dorand mit zwei Motoren, die meist von Caudron gebaut waren.

Da die meisten dieser Flugzeugtypen dem Konstrukteur wenig bemerkenswert Neues bieten, soll auf eine nähere Beschreibung nicht eingegangen werden. Die Konstruktionen der beiden Gebrüder Farman sind ja auch bereits aus der Zeit vor dem Kriege genau bekannt, und die eroberten Flugzeuge dieser Konstrukteure zeigen nur unwesentliche Verbesserungen, wie ein Vergleich der beistehenden Abbildungen mit früheren Abbildungen (und Zeichnungen) erweist.

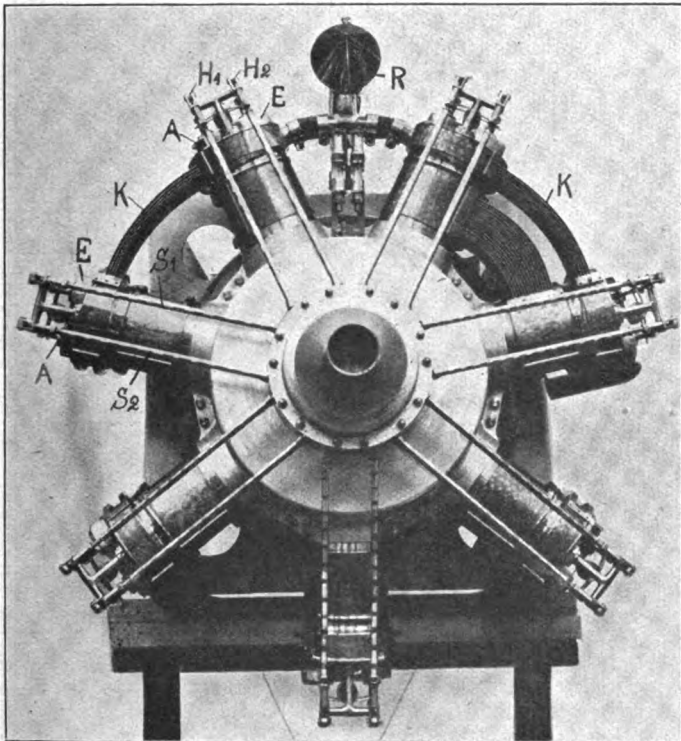


Fig. 19. Salmson-Motor.

Bemerkenswert ist der Bréguet-Doppeldecker. (Fig. 17 und 18.) Dieser Konstrukteur hat zuerst Rumpfdoppeldecker mit vorn gelagertem Propeller gebaut und auch seine Doppeldecker von 1914 zeigen diese Anordnung. Der neue Bréguet hat dagegen hinten gelagerten Propeller und demgemäß liegt der Motor hinter den Sitzen. Der Beobachter sitzt vorn und bedient das in einem nach vorn geneigt stehenden Ring schwenkbar gelagerte Maschinengewehr. Zur Erhaltung der Querstabilität benutzt Bréguet jetzt ebenfalls Klappen (nur an den oberen Flügeln), er hat also die Verwindung der Flügel aufgegeben. Der Motor im neuen Bréguet ist meist der neue wassergekühlte Standmotor der Firma Renault Frères,

welcher dem deutschen 6 Zylinder-Mercedes nachgebaut ist und 200 PS leisten soll, vielfach ist auch der wassergekühlte Sternmotor von Salmson eingebaut. (Fig. 19 u. 20.) Auffällig ist der Einbau von zwei Fallbenzintanks zwischen den Tragflächen zu beiden Seiten des Rumpfes.

Das Fahrgestell hat drei Räder, von denen das eine weit nach vorn gelegt ist, um ein Überschlagen des Flugzeuges zu verhindern, eine Bauart, die auch schon der alte Bréguet-Doppeldecker zeigte.

Auch der große Doppeldecker von Voisin hat ein solches Fahrgestell und zeigt überhaupt im wesentlichen die gleiche Anordnung der Hauptteile. Einige dieser schweren Flugzeuge wurden mit Kanonen ausgerüstet. Ein Rücklauf mit Stoßfängen und Bremse mildert dabei den Rückstoß beim Schuß auf das Flugzeug.

Die französischen Großflugzeuge (Fig. 21) von Caudron, Typ Dorand, sind die größten Flugzeuge, welche die Franzosen bis jetzt herausgebracht haben. Sie sind mit zwei Motoren ausgerüstet, die zwischen die Tragflächen beiderseits des kurzen Rumpfes eingebaut sind. Die Motoren sind Umlaufmotoren von Le Rhône, die zusammen ca. 300 PS leisten. In einer nach hinten in eine Spitze auslaufenden Verkleidung liegen hinter den Motoren die Tanks für die Betriebsstoffe. Wie bei den neuen Bréguet- und Voisin-Doppeldeckern hat der vorn sitzende Beobachter freies Gesicht- und Schußfeld nach vorn. Das Höhensteuer ist sehr groß und über demselben bzw. der festen Flosse sind vier Seitensteuer angebracht. Die Steuer sind nicht ausgeglichen, die vor denselben liegende Kielflosse ist verhältnismäßig klein.

Die ganze Konstruktion macht keinen guten Eindruck, sondern wirkt etwas improvisiert. So muß es z. B. dem Fachmann auffallen, daß die Verkleidungen für die Tanks hinter den Motoren einen rechteckigen Querschnitt haben, während doch ein Kreisquerschnitt geringeren Widerstand ergeben würde. (Fig. 22.)

V. Englische Doppeldecker.

Auf Seiten der Engländer werden fast ausschließlich Doppeldecker benutzt. Nur im ersten Kriegsjahre wurden auch Eindecker, meist französischer Konstruktion, benutzt, doch scheinen diese Flugzeuge seit September vorigen Jahres ganz aus dem Betrieb gezogen zu sein, da seitdem von unserer Seite keine Eindecker mehr erobert worden sind.

Der verbreitetste englische Doppeldecker ist das »B E«-Doppeldecker genannte Flugzeug. (Fig. 23 u. 24.) Dieses wurde in der »Royal Aircraft Factory« in Farnborough bei Aldershot, also einer staatlichen Flugzeugwerft, konstruiert und wird mit geringen Abänderungen in den meisten englischen Flugzeugfabriken gebaut. Dieses Flugzeug ist bei den englischen Fliegern so verbreitet wie der Nieuport-1½-Decker bei den Franzosen und soll daher an Hand von Abbildungen und Zeichnungen (Tafel I) näher beschrieben werden. Der gezeichnete »B E«-Doppeldecker ist bei der »British and Colonial Aeroplane Co.« in Bristol gebaut und wurde an der Westfront Ende vorigen Jahres erobert. Er ist ein Zweisitzer, bei dem der Beobachter vorn, der Führer hinten sitzt. Die »B E«-Doppeldecker werden vielfach mit Doppelsteuerung gebaut, so daß auch der Beobachter steuern kann. Dies ist sehr wichtig für den Fall, daß der Führer schwer verwundet oder getötet wird.

Das Rumpfgerüst ist bis auf die vorderen oberen Längsholme, die als Motorträger dienen und aus Stahlrohr bestehen, aus Holz gebaut und hat rechteckigen Querschnitt. Außen seitlich ist das Rumpfgerüst mit lackiertem Stoff bespannt, oben mit einem halbkreisförmigen Deckel aus Furnieren zugedeckt, in welche die Öffnungen für die Sitze geschnitten sind. Die Ränder dieser Öffnungen sind gepolstert. Vorn trägt der Rumpf eine Motorhaube aus Aluminiumblech. Der Rumpf hat eine sehr schlanke Form und eine geringe Breite.

Die Tragflächen sind gestaffelt, doch ist auch ein Typ ohne Staffelung gebaut worden (Fig. 25). Obere und untere Flügel haben je zwei Holme, es sind hölzerne Kastenholme. Spannweite und Tiefe sind bei den oberen und unteren Flügeln gleich groß, ebenso die Einstellwinkel. Die Flügel haben

eine geringe V-Form, aber keine Pfeilform, die Vorderkanten verlaufen daher gerade. Die Tragzelle ist zweistielig mit Baldachin. Die Stiele sind aus Holz mit Zapfenquerschnitt. Der Baldachin (mittlerer, jetzt mit dem Rumpf verbundener Teil des oberen Flügels) wird von vier Stielen getragen und

in der Längsachse liegenden Steuerwelle gelagert ist und mittels Zugstange mit einem kurzen Hebel verbunden ist. Dieser ist zum Einstecken eines zweiten Knüppels für den Beobachter eingerichtet. Eine zweite Stange führt zu einem Hebel auf einer hinter dem Führersitz gelagerten Querwelle, welche

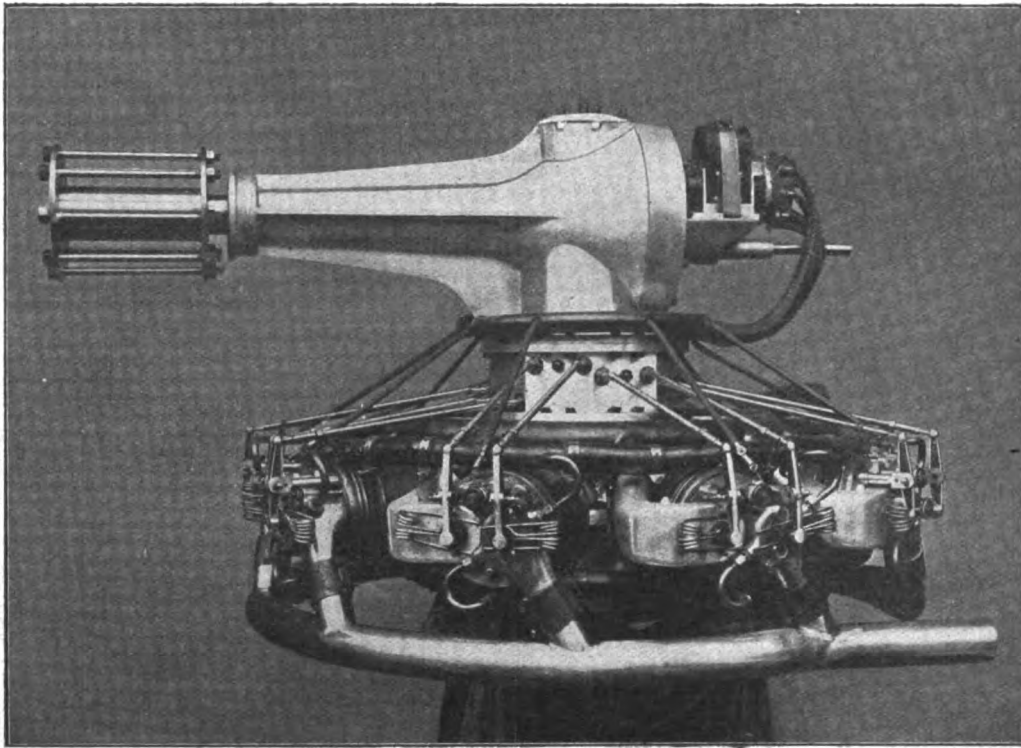


Fig. 20. Salmson-Motor mit Getriebe.

ist meist kürzer als die Flügel, so daß im oberen Flügel ein Ausschnitt entsteht zwecks freien Ausblicks nach oben. Beide Flügel, sowohl die oberen, als auch die unteren haben Klappen von verhältnismäßig großer Fläche. Die Klappen werden durch Seile betätigt.

beiderseits außen am Rumpf Doppelhebel trägt, an deren Enden die Seile angreifen, welche zu den Höhenrudern führen. Beide Ruder sitzen auf gemeinsamer Achse. Das Seitenruder ist nicht ausgeglichen und sitzt hinter einer Flosse.

Als Motor wird meist der 100 PS-»RAF«-Motor eingebaut, der Benzintank liegt direkt hinter dem Motor (Fig. 27).

Besondere Beschreibung des »BE«-Doppeldeckers, gebaut von der »British and Colonial Aircraft Co.« in Bristol. Typ 1916. (Tafel I.)

I. Baubeschreibung.

Der »BE«-Doppeldecker ist ein Zweisitzer mit Führer hinten.

Abmessungen über alles: Höhe 3330 mm, Breite 11240 mm, Länge 8400 mm.

Flügel: unten Breite 5320 mm, Tiefe 1670 mm, Fläche 17,55 m²; oben Breite 5620 mm, Tiefe 1690 mm, Fläche 18,80 m²
Anstellwinkel unten und oben: 1° 45'.

Flossen und Ruder:

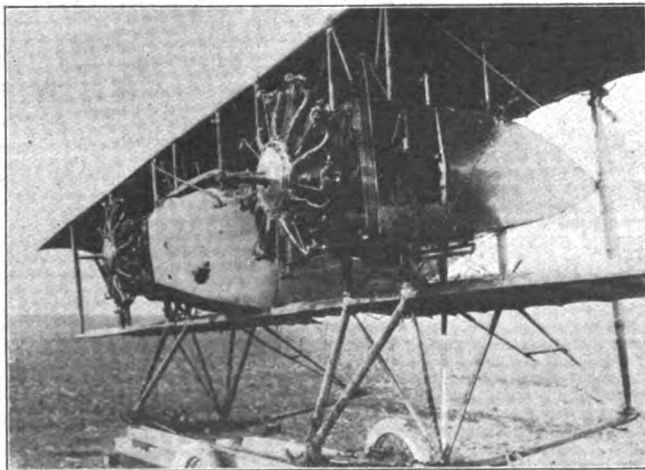


Fig. 21. Franz. Doppeldecker, Typ Dorand G IV, gebaut von Caudron mit 2 Umlaufmotoren, 140 PS, Le Rhône.

Die Stabilisierungsflächen (Flossen) und Steuerflächen (Ruder) sind im Verhältnis sehr groß, das »BE«-Flugzeug ist daher auch sehr wendig.

Das Fahrgestell ist sehr einfach gebaut, trägt zwei mit Gummi abgedeckte Räder auf einer Achse. Ebenso ist der starke, hinten unter dem Rumpf in einem Bock gelagerte Sporn mittels Gummizügen gefedert.

Die Steuerung erfolgt mittels Knüppel, der auf einer

Bezeichnung	größte Höhe mm	größte Breite mm	Fläche m ²	Bemerkungen
Kielflosse	610	1400	0,43	oben u. unten je 1
Höhenflosse	830	2245	3,87	
Höhenruder	580	2290	2,64	
Seitenruder	1550	950	1,14	
Querruder	600	2800	1,68	

Triebanlage: 100 PS »R.A.F.«-Motor Renault ohne Ventilation vorn, wirkt durch Stirnräderübersetzung auf vierflüglige Bristolluftschraube von 2770 mm Durchm. Der

NACHRUF.

Am 4. April ist der Präsident der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt

Se. Exzellenz Herr Generalleutnant

Hermann Franz Wolf Riefs von Scheurnschloß

Ritter des Eisernen Kreuzes I. und II. Klasse und vieler hoher und höchster Orden

nach schwerem Leiden, das sich aus Überanstrengungen im Felde entwickelt hatte, in Zürich sanft entschlafen, wo er Genesung zu finden hoffte.

Mit ihm hat die D.V.L. einen Freund, Berater und Förderer von einzigartiger Hingabe, unermüdlicher Pflichttreue und warmherziger Hilfsbereitschaft für immer verloren. Von ihrer Begründung an, als sie im Sommer 1912, zunächst zur Durchführung des Kaiserpreis-Wettbewerbes für Flugzeugmotoren, ins Leben gerufen wurde, trat er voller Begeisterung für die großen Aufgaben, voller Verständnis für deren eigenartige Schwierigkeiten an ihre Spitze. Aus langer, erfolgreicher militärischer Laufbahn wegen körperlicher Leiden geschieden, widmete er die Pflichttreue des preußischen Offiziers der neuen Aufgabe und verstand es mit voller jugendlicher Frische und Tatkraft und mit nie versagender Lebenswürdigkeit allen den zahlreichen Schwierigkeiten zu begegnen, die der Entwicklung der neuen Anstalt im Wege lagen. Allen großen und kleinen Fragen der neuen Technik widmete er sein lebhaftes Interesse, und mit glücklicher Hand wußte er überall zu helfen, wo es galt, Hindernisse zu beseitigen. Nur 2 Jahre waren es freilich, die ihm zu diesem Wirken ungestört gelassen wurden, zu kurze Zeit zu vollem Auswirken. Der August 1914 rief den General wieder in seinen eigentlichen Lebensberuf zurück.



Hermann Franz Wolf Rieß von Scheurnschloß †

Geboren am 1. Oktober 1854 in Cassel als Sohn des Geh. Regierungsrates Karl Rieß von die schneidigste Waffe für kommende Gefahr mit zu schmieden, hat er in den zwei Jahren sein Bestes gegeben. Aber bei Kriegsausbruch konnte ihm die Heimatstätigkeit nicht genügen. Mit selbstverständlicher Hingabe stellte er sich zur Verfügung. Als Brigade- und Divisionskommandeur an der Ostfront haben die schweren Zeiten des ersten Kriegswinters in Polen sein verstecktes Leiden zu neuem Ausbruch gebracht. Schon im September 1914 mit dem Eisernen Kreuz II. und im Januar 1915 mit dem Eisernen Kreuz I. Klasse ausgezeichnet, mußte er im Frühjahr 1915 Erholung suchen. Nach zeitweiliger Besserung in die Heimat zurückgekehrt, vermochte er im Sommer 1916 sich wieder den Geschäften der Versuchsanstalt zu widmen. Aber der Winter brachte zunehmende Verschlimmerung seines Leidens, dem er nun schließlich erliegen mußte.

Ein ritterlicher Held, ein preußischer Offizier von echter Art, voll kerniger deutscher Treue, unwandelbaren Pflichtbewußtseins, heiterer Lebenskunst, stets lebenswürdigen Humors und warmherzig menschlicher Teilnahme für jeden Untergebenen und Mitarbeiter ist dahingegangen, bis zur letzten Stunde gepflegt von der treuen Gattin, glücklich hinschauend auf Kinder und Enkelkinder, getrost im festen Vertrauen auf des geliebten Vaterlandes gottgesegnete Zukunft. Der Versuchsanstalt wird sein Andenken unvergeßlich, sein Vorbild stets vor Augen bleiben. Sein Geist wird in ihr fortleben.

Adlershof, 19. April 1917.

Nachruf.

Am 19. April 1917 verschied in Leipzig nach sechswöchigem, schwerem Krankenlager der Gründer und Besitzer der Deutschen Flugzeugwerke in Leipzig-Lindenthal, der

Kgl. Bayer. Kommerzienrat Bernhard Meyer

Ritter hoher Orden

im 57. Lebensjahre. Er war einer der ersten deutschen Kapitalisten, der den Wert des Flugzeugs erkannte und in großzügiger Weise die Fabrikation in die Hand nahm. Nach anfänglichen Mißerfolgen gelang es Meyer, sein Unternehmen, die D.F.W., zu einer der größten deutschen Flugzeugfabriken auszubauen. Ein Leben voll Arbeit und Erfolg hat damit ein Ende gefunden. Kommerzienrat Meyer war Verlagsbuchhändler und hat als solcher auf Grund neuer Ideen große Erfolge erzielt. Die Beerdigung erfolgte am 22. April in Leipzig.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2
Joadimshalerstraße 1, Luftfahrthaus.

Fernsprecher:
Ami Steinplatz Nr. 7732.

1. Unsere Gesellschaft hat durch das unerwartete Hinscheiden Seiner Exzellenz des Generalleutnants Rieß von Scheurnschloß einen schweren Verlust erlitten. Das Wirken des hochverdienten Präsidenten der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt für diese und damit für die Luftfahrt überhaupt ist an anderer Stelle eingehend gewürdigt; wir werden dem Förderer unserer Gesellschaft, der ein Zusammenarbeiten beider Institute in so erfreulicher Weise begünstigte, dem liebenswürdigen Menschen stets ein ehrendes Andenken bewahren.

Ferner betrauert die Gesellschaft den Tod der folgenden, ihr seit ihrem Bestehen angehörenden Mitglieder:

Landgerichtsdirektor Doench, Frankfurt a. M.;

Geheimrat Professor Dr. Dorn, Halle a. Saale;

Kaufmann Friedrich Schuch, Hamburg;

Dipl.-Ing. und Oberleutnant zur See der Seewehr Bernhard Fritsch, Travemünde, Petershöhe;

der letzte erlitt am 24. Dezember v. J. den Tod fürs Vaterland durch Absturz in Flandern.

Sie alle sollen in der Gesellschaft unvergessen sein.

2. Auszeichnungen:

Dem Kommandierenden General der Luftstreitkräfte, Seiner Exzellenz Generalleutnant v. Hoepfner, dem Vertreter des Großen Generalstabs der Armee in unserem Vorstand, wurde der Orden Pour le Mérite verliehen; die gleiche hohe Auszeichnung wurde seinem Generalstabschef Oberstleutnant Thomsen zuteil.

3. Mitteilungen aus unserem Mitgliederkreise:

Justizrat Joseph, Hauptmann d. R., Frankfurt a. M., bei Ausbruch des Krieges als Ballonbeobachter im Felde, seit November 1916 mit der Organisation der Kriegsanzleihe und Kriegssparkarten beauftragt, dann zum Generalquartiermeister kommandiert, ist seit Ende März d. Js. dem Kriegspresseamt Berlin zugeteilt.

Dipl.-Ing. B. Wassermann, Patentanwalt, Berlin, als Leutnant d. L. bei den Luftschifftruppen zum Kriegsministerium kommandiert, leitet dort zurzeit das neugeschaffene Patentreferat.

4. Neuaufnahmen:

Laut § 5 unserer Satzungen wurde als ordentliches Mitglied in die Gesellschaft aufgenommen:

Cand. mach. nav. Leutnant d. R. Gutermuth, Charlottenburg, Hardenbergstr. 24.

5. Vermittlungsstelle für Technisch-Wissenschaftliche Untersuchungen:

Auf Grund eines Rundschreibens des »Deutschen Verbands« geben wir folgendes bekannt:

Der Vorstand des Deutschen Verbandes technisch-wissenschaftlicher Vereine hat beschlossen, in seiner Geschäftsstelle eine Einrichtung zu schaffen, welche für die Ausführung

von wissenschaftlich-technischen Untersuchungen zwischen der Technik und den wissenschaftlichen Instituten der Universitäten und Technischen Hochschulen vermitteln soll.

Sehr viele Probleme und ebenso die besondere Kenntnis der Arbeitsgebiete sind heutzutage so stark spezialisiert, daß manchmal für ein bestimmtes Problem nur wenige geeignete Bearbeiter in den wissenschaftlichen Instituten vorhanden sind. Wenn es nun gelingen könnte, alle solche Probleme den jeweils geeigneten Bearbeitern zuzuführen, so würde damit ein sehr erheblicher Nutzen mit geringstmöglichstem Arbeitsaufwand geschaffen werden können.

Einerseits könnten die großen geistigen und materiellen Werte, die in den Einrichtungen der wissenschaftlichen Institute der Universitäten und Technischen Hochschulen und in den Kenntnissen und Erfahrungen ihrer Leiter liegen, in höherem Maße als bisher der deutschen Industrie nutzbar gemacht werden. Andererseits würden der Industrie, soweit sie nicht selbst durch ihre Einrichtungen, Arbeitskräfte und sonstigen Verbindungen dazu in der Lage ist, also insbesondere den mit Versuchseinrichtungen weniger versehenen mittleren und kleineren Werken, die Möglichkeit gegeben werden; auftretende Probleme nicht ungelöst zu lassen, sondern ihre Lösung durch Mithilfe des Verbandes in die Wege zu leiten. Auch für die großen industriellen Werke könnte es manchmal nicht unerwünscht sein, auf diese Weise Anknüpfung mit Akademikern zu bekommen, die komplizierte Fragen wissenschaftlich, aber doch im Zusammenhang mit der Technik zu beurteilen geneigt sind.

Eine große Anzahl von Institutsleitern auf dem Gebiet der angewandten und physikalischen Chemie, der Physik, der Elektrotechnik und der Ingenieurwissenschaft haben sich bereit erklärt, derartige Arbeiten, welche ihnen durch die Vermittlungsstelle des Deutschen Verbandes zugeführt werden, zu übernehmen, auf jedem der genannten Gebiete haben sich fernerhin der Geschäftsstelle fachkundige Herren zur Verfügung gestellt, um sie bei der Auswahl der jeweils in Betracht kommenden Bearbeiter zu unterstützen.

Der Deutsche Verband und die Leiter der wissenschaftlichen Institute hoffen, daß diese Vermittlungsstelle nicht nur für die Dauer des Krieges, sondern auch für die Übergangswirtschaft und für die spätere Friedenswirtschaft von Wert sei und sich sehr nutzbringend erweisen wird.

Der Verband richtet daher an die industriellen Werke auf dem Gebiete der Chemie, der angewandten Physik, der Elektrotechnik, des Maschinenbaus und der gesamten Ingenieurwissenschaften die Bitte, sich der Vermittlungsstelle des Deutschen Verbandes zu bedienen. Zuschriften sind nach Berlin NW. 7, Sommerstr. 4a zu Händen des Geschäftsführenden Vorstandsmitgliedes zu richten.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. **H. GEORG BADER**
INGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGER-TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. **E. EVERLING**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

A. PRÖLL
HANNOVER

Dr.-Ing. **SCHAFFRAN**
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART

Geh. Hofrat
Dr. **S. FINSTERWALDER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr. **N. JOLIKOWSKY**
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

Dipl.-Ing. **Dr. V. QUITTNER**
BERLIN

Dr. **W. SCHLINK**
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Prof. **Dr. BERSON**
BERLIN-LICHTERFELDE

Dr.-Ing. **FÖTTINGER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. **H. REISSNER**
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. **SEPPELER**
BERLIN

Dipl.-Ing. **A. BETZ**
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat **Dr. H. HERGESELL**
LINDENBERG-BERLIN

Dipl.-Ing. **MAX MUNK**
GÖTTINGEN

F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPLOM-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

H. BOYKOW
LINIENSCHIFF-LEUTNANT A. D. FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. **W. HOFF**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. **A. VON PARSEVAL**
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. **JOHN ROZENDAAL**
BERLIN - GRAVENHAUSE

Dr.-Ing. **O. STEINITZ**
NEUKÖLLEN

Dr. **R. EMDEN**
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Dr.-Ing. **W. HOFF**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. **A. VON PARSEVAL**
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat **Dr. C. RUNGE**
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr.-Ing. **C. WIESELSBERGER**
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

26. Mai 1917.

Heft 9 und 10.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: „Vorreiter Berlin-Steglitz“.

INHALT:

Einführung in die Dynamik der Flugzeuge. Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader. (Schluß aus Heft 7/8.) S. 73.
Versuche über den Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug im Fluge. Von A. Pröll in Hannover. S. 77.
Bestimmung des Trägheitsmomentes von Tropfenrohrprofilen. Von Ingenieur Leo Kirstle. S. 82.

Das englische kgl. Fliegerkorps. S. 83.
Berichtigung. S. 87.
Patentschau. S. 87.
Bücher-Besprechungen. S. 88.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 88.

Einführung in die Dynamik der Flugzeuge.

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

(Schluß.)

Die Kopplung von Längs- und Querbewegungen.

Auf einen vielverheißenden Weg zur Steigerung der Vortriebsleistung wird man durch die Erfahrungen des Schiffbaues gedrängt¹⁾. Durch die Einschaltung einer Übersetzung, deren Gewicht und Energieverlust gegenüber den Vorteilen ganz außer acht fällt, kann man nicht nur vom Motor bei gegebenem Zylindervolumen durch Erhöhung der Drehzahl größere Leistung erzwingen, sondern auch für die Schraube durch Minderung der Winkelgeschwindigkeit höhere Wirkungsgrade erreichen. Die Maßnahme ist hinsichtlich Stabilität und Steuerfähigkeit zu befürworten, denn sie sichert eine Vervollkommnung der Symmetrie des Flugzeuges. Diese wird allein²⁾ in Frage gestellt durch die Kreiselwirkung von Motor

und Schraube und durch die Reaktion des Antriebsmomentes der Schraube. Senkrechte Flugrichtungsänderungen (τ), wie sie bei Längsschwingungen und durch Höhensteuerung eintreten, bedeuten Änderungen des statischen Momentes der Bewegungsgröße der umlaufenden Massen, deren Reaktion sich in Kursänderungen äußert. Umgekehrt ruft Seitensteuer betätigung durch die freien Massenkräftepaare senkrechte Lagenänderungen ($\Delta\alpha$) hervor. Die Wirkungen sind besonders bei Anwendung von Rotationsmotoren sehr störend³⁾. Durch die Einschaltung einer Übersetzung gelingt es, sie zu mildern; ja wenn die Trägheitsmomente der entgegengesetzt umlaufenden Massen von Motor²⁾ und Schraube den Drehzahlen (dem Übersetzungsverhältnis) umgekehrt proportional sind, verschwindet die dynamische Beeinflussung des Flugzeuges vollkommen³⁾.

Nicht beseitigen läßt sich jedoch⁴⁾ die Reaktion der Luft auf die Schraube, der man gewöhnlich durch eine leichte Verwindung der Tragfläche begegnet. Diese antisymmetrische

¹⁾ Gumpel, Jahrbuch der wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik 1913/14, S. 62.

²⁾ Es ist bestimmt vorauszusetzen, daß die hin und hergehenden Massen ausgeglichen sind, da Erschütterungen unzulässige Festigkeitsbeanspruchungen des Flugzeuges zur Folge haben. Betreff Massenausgleich vgl. Kölsch, Über Zylinderzahl und Zylinderanordnung bei Fahr- und Flugzeugmaschinen, Diss. München 1911, S. 195.

¹⁾ Betz, Kreiselwirkungen im Flugzeug, Zeitschr. f. Fl. u. M. 1911 S. 229

²⁾ Gemäß der während einer Umdrehung veränderlichen Beteiligung der Kolben an der Drehung darf beim Motor natürlich nur von einem Mittelwert des Trägheitsmomentes gesprochen werden.

³⁾ Der vollkommene Ausgleich läßt sich auch bei zu kleinem Motorträgheitsmoment durch ein Schwungrad erreichen. Der Stetigung des Fluges steht dann jedoch eine unwillkommene Steigerung des Leergewichtes gegenüber.

⁴⁾ Abgesehen vom Zweischraubenvortrieb, dessen Vorteile hinsichtlich Vervollkommnung der Symmetrie auf der Hand liegen.

By

1

Veränderung von Querschnitt (Wölbung) und Anstellwinkel der Flügelspitzen hat weiterhin ein Moment M_s um die Vertikalachse zur Folge, das zum Reaktionsmoment L_s etwa im Verhältnis $(\text{tg } \gamma_T)$ von Widerstand und Auftrieb des ganzen Flügels steht. Man hat es bisher dem Flugzeugführer anheimgestellt, durch das Seitensteuer auch in dieser Richtung Gleichgewicht herbeizuführen. Der Konstrukteur kann ihn jedoch dieser Mühenahme überheben. Bezeichnet ω_s die Winkelgeschwindigkeit der Schraube, η_s ihren Wirkungsgrad und r_s ihren Halbmesser, so besagt die Leistungsgleichung:

$$Sv = \eta_s L_s \omega_s \dots (60)$$

$$L_s = S r_s \left(\frac{v}{r_s \omega_s} : \eta_s \right)$$

Nun ist η_s bis kurz vor seinem Höchstwert lineare Funktion der reinen Zahl $\frac{v}{r_s \omega_s}$ mit einer Tangente ω , deren Wert gewöhnlich zwischen 2 und 4 liegt¹⁾. Mit $M_s = \text{tg } \gamma_T L_s$ wird:

$$M_s = S r_s \text{tg } \gamma_T : \omega = S r_s \frac{\xi_T}{\eta_T} \frac{1}{\omega} \dots (70)$$

Es genügt also, die Schraubenachse in einem kleinen Abstand von der Symmetrieebene des Flugzeuges anzuordnen, um jede Kursänderung durch die jeweils erforderliche Verwindung unmöglich zu machen.

Der Ausgleich ist nahezu vollkommen für stetigen Flug unter beliebiger schräger Richtung. Bei Längsschwingungen jedoch bewirkt eine verhältnismäßige Steigerung der Geschwindigkeit $+ \omega$ eine Zunahme des Verwindungsmomentes (L_s wie auch M_s) mit 2ω , aber eine Abnahme des Schubes auf $(1 - \gamma\omega) S$. Das Umgekehrte gilt für einen Geschwindigkeitsverlust $- \omega$. Es entsteht also eine erzwungene Schwingung um die senkrechte Achse unter dem Einfluß des mit ω periodischen Momentes

$$S r_s \text{tg } \gamma_T \frac{2 + \lambda}{\omega} \omega \text{ kg/m} \dots (71)$$

und eine Neigung zu seitlichen Lagenänderungen durch

$$S r_s \frac{2}{\omega} \omega \text{ kg/m} \dots (72)$$

Die Theorie der Seitenstabilität gestattet, diese Störungen als geringfügig zu bezeichnen gegenüber den ihnen entgegenwirkenden Trägheits- und Dämpfungs- bzw. elastischen Momenten.

Seitenstabilität und Seitensteuerung.

Die Voraussetzung vollkommener seitlicher Symmetrie hat es ermöglicht, die sechs Freiheitsgrade eines Flugzeuges in zwei Gruppen zu je dreien gesondert zu behandeln. Es bleibt nun zu erörtern, welcher Art die Bewegungen sind, die der zweiten Gruppe entsprechen; d. h. den Freiheitsgraden einer Ebene (Symmetrieebene) im Raum: Eine Translation und Drehung um zwei Achsen.

Für die rechnerische Ermittlung des Luftwiderstandes ist die aerodynamisch anfechtbare Annahme einer einfachen Überlagerung der Geschwindigkeiten wiederum nicht zu umgehen. Ihre unverhältnismäßig größere Bedeutung für die vorliegende Frage bringt die Berechtigung mit sich, da auf eine gleich hohe Genauigkeit wie bei der Behandlung der Längsschwingungen nicht zu rechnen ist, durch einige Vereinfachungen von vornherein die Übersichtlichkeit der Rechnung und Anschaulichkeit der Ergebnisse zu fördern. Wir wählen als Schwerpunktsachsen in der Symmetrieebene die (nach unten gerichtete) Winkelrechte zur Flugrichtung und diese selbst. Diese Achsen werden gewöhnlich den freien Achsen des Flugzeuges sehr nahe liegen. Es erscheint danach zulässig, das Fliehkraftmoment zu vernachlässigen. Es ist ferner statthaft, den Luftwiderstand gegen die Quertranslation gegenüber der Zentripetalkomponente des Auftriebs bei Schiefelage außer acht zu lassen, wiewohl seine Momente von hervorragender Bedeutung sind.

¹⁾ Béjeuhr, Wissenschaftliche Ergebnisse der Luftschraubenprüfung auf der Ha. Zeitschr. f. Fl. u. M. 1911, S. 98 ff.

Als Veränderliche zur Beschreibung der Bewegung werden bestimmt:

- φ die seitliche Lage gegenüber dem Horizont,
- ψ die Lage der Symmetrieebene gegenüber der augenblicklichen Kursrichtung,
- ξ die Änderung der Kursrichtung.

Dann bestehen die Momente und Kraftgleichungen:

$$\frac{G}{g} p^2 \ddot{\varphi} = L \dots (73)$$

$$\frac{G}{g} q^2 (\ddot{\psi} + \xi) = M \dots (74)$$

$$\frac{G}{g} v \dot{\xi} = G \varphi \dots (75)$$

p und q sind ersichtlich Trägheitsradien; L und M , die Momente des Luftwiderstandes im Sinne φ und ψ , sind Funktionen der Winkelgeschwindigkeiten $\dot{\varphi}$ und $(\dot{\psi} + \dot{\xi})$ sowie des Einfallwinkels ψ der Flossen.

Bezeichnet η den Auftriebskoeffizienten, α_v und α_h das Inhaltsverhältnis senkrechter und wagerechter Flossen zu den Flügeln, dF ein Flächenelement des letzteren, also F seinen Inhalt, c den Abstand der betreffenden Druckpunkte von¹⁾ der Achse der L , d von²⁾ der Achse der M , so sind gemäß der Annahme der einfachen Überlagerung der Geschwindigkeiten, wenn man diese auf den Druckpunkt jeder Flosse bzw. jedes Tragflügелеlements bezieht:

$$L = \frac{\gamma}{g} v^2 \int dF \eta' \left(\frac{-c \dot{\varphi}}{v} \right) c + \frac{\gamma}{g} \int [v + d(\dot{\psi} + \dot{\xi})]^2 dF \eta d$$

$$+ \frac{\gamma}{g} v^2 F \sum \alpha_v \eta' \psi c = \frac{\gamma}{g} v^2 F \left[-\dot{\varphi} \frac{1}{v} \frac{1}{F} \int dF \eta' c^2 \right.$$

$$\left. + \frac{1}{F} \int dF \eta d + 2(\dot{\psi} + \dot{\xi}) \frac{1}{v} \frac{1}{F} \int dF \eta d^2 + \psi \sum \alpha_v \eta' c \right] \dots (76)$$

$$M = \frac{\gamma}{g} v^2 F \sum \alpha_v \eta' \frac{(\dot{\psi} + \dot{\xi}) d}{v} (-d) + \frac{\gamma}{g} v^2 F \sum \alpha_v \eta' \psi (-d)$$

$$= \frac{\gamma}{g} v^2 F \left[-(\dot{\psi} + \dot{\xi}) \frac{1}{v} \sum \alpha_v \eta' d^2 - \psi \sum \alpha_v \eta' d \right] \dots (77)$$

In L verschwindet wegen der Symmetrie $\int dF \eta d$ (Gleichgewichtsbedingung). In M ist die Änderung mit $\dot{\varphi}$ und das Moment des Tragflügelwiderstandes bei gekrümmter Bahn vernachlässigt worden. Wir erinnern uns der Gleichgewichtsbedingung Gleichung (5):

$$G \sim \frac{\gamma}{g} v^2 F \sum \alpha_h \eta$$

und bezeichnen:

$$\frac{1}{F} \int dF \eta' c^2 : \sum \alpha_h \eta = j^2 \dots (78)$$

$$\frac{1}{F} \int dF \eta d^2 : \sum \alpha_h \eta = k^2 \dots (79)$$

$$\sum \alpha_v \eta' c : \sum \alpha_h \eta = l \dots (80)$$

$$\sum \alpha_v \eta' d : \sum \alpha_h \eta = m \dots (81)$$

$$\sum \alpha_v \eta' d^2 : \sum \alpha_h \eta = n^2 \dots (82)$$

Die Bewegungsgleichungen lauten nun:

$$\frac{1}{g} p^2 \ddot{\varphi} = -\frac{1}{v} \dot{\varphi} j^2 + \frac{1}{v} (\dot{\psi} + \dot{\xi}) 2 k^2 + \psi l \dots (83)$$

$$\frac{1}{g} q^2 (\ddot{\psi} + \dot{\xi}) = -\frac{1}{v} (\dot{\psi} + \dot{\xi}) n^2 - \psi m \dots (84)$$

$$\frac{v}{g} \dot{\xi} = \varphi \dots (85)$$

Wir setzen die Störungen φ, ψ, ξ gemäß dem Verfahren der unendlich kleinen Schwingungen proportional $e^{i\omega t}$ also:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\varphi} &= \lambda_0 \varphi, & \ddot{\varphi} &= \lambda_0^2 \varphi \\ \dot{\psi} &= \lambda_0 \psi, & \ddot{\psi} &= \lambda_0^2 \psi \\ \dot{\xi} &= \lambda_0 \xi, & \ddot{\xi} &= \lambda_0^2 \xi \end{aligned} \right\} \dots (86)$$

¹⁾ Für die Flossen positiv über.

²⁾ Für die Flossen positiv hinter.

und multiplizieren die beiden ersten Gleichungen mit $\frac{v^2}{g} = 2h$:

$$\frac{\lambda_0^2 v^2}{g^2} p^2 \varphi = - \frac{\lambda_0 v}{g} j^2 \varphi + \frac{\lambda_0 v}{g} 2k^2 (\psi + \zeta) + 2hl\psi \quad (87)$$

$$\frac{\lambda_0^2 v^2}{g^2} q^2 (\psi + \zeta) = - \frac{\lambda_0 v}{g} n^2 (\psi + \zeta) - 2hm\psi \quad (88)$$

$$\frac{\lambda_0 v}{g} \zeta = \varphi \quad (89)$$

Für das Beschleunigungsverhältnis $\frac{\lambda_0 v}{g} = \lambda$, Gleichung (17), erhalten wir wiederum eine Gleichung vierten Grades, indem wir $\varphi = \lambda \zeta$ aus Gleichung (89) in Gleichung (87) einführen und nach den Veränderlichen trennen:

$$(\lambda^2 p^2 + \lambda j^2 - 2k^2) \lambda \zeta = (\lambda 2k^2 + 2hl) \psi \quad (90)$$

$$(\lambda q^2 + n^2) \lambda \zeta + (\lambda^2 q^2 + \lambda n^2 + 2hm) \psi = 0 \quad (91)$$

folglich:

$$(\lambda^2 q^2 + \lambda n^2 + 2hm) (\lambda^2 p^2 + \lambda j^2 - 2k^2) + (\lambda q^2 + n^2) (\lambda 2k^2 + 2hl) = 0 \quad (92)$$

Die Koeffizienten der biquadratischen Gleichung sind, wenn wir durch $p^2 q^2$ teilen:

$$\mathfrak{A} = 1 \quad (93)$$

$$\mathfrak{B} = \frac{n^2}{q^2} + \frac{j^2}{p^2} \quad (94)$$

$$\mathfrak{C} = - \frac{2hm}{q^2} + \frac{n^2 j^2}{q^2 p^2} \quad (95)$$

$$\mathfrak{D} = \frac{j^2 2hm}{p^2 q^2} + \frac{2hl}{p^2} \quad (96)$$

$$\mathfrak{E} = \frac{2hm - 2k^2}{q^2 p^2} + \frac{2hl n^2}{p^2 q^2} = \frac{2hm}{q^2 p^2} \left(\frac{l}{m} n^2 - 2k^2 \right) \quad (97)$$

Vergleichen wir sie mit Gleichung (34) bis (38), so läßt sich die eine Lösung ohne weiteres identifizieren mit:

$$\frac{D_1}{C_1} = \frac{n^2}{q^2} \quad (98)$$

$$\frac{E_1}{C_1} = \frac{2hm}{q^2} \quad (99)$$

Sie bedeutet bei positiven Werten m , also wenn der resultierende Druckpunkt der Flossen hinter dem Schwerpunkt liegt, eine schwach gedämpfte Drehungsschwingung um die senkrechte Achse (Gieren) mit einer Periode von etwa:

$$2\pi \frac{v}{g} \sqrt{\frac{q^2}{2hm}} = 1,42 \sqrt{\frac{q^2}{m}} \text{ sec} \quad (100)$$

und einer Halbwertzeit von

$$\ln 2 \frac{v}{g} \frac{q^2}{n^2} \text{ sec} \quad (101)$$

Für die zweite Bewegungsart läßt sich nur der Dämpfungsfaktor unzweifelhaft angeben:

$$\frac{D_2}{C_2} = \frac{j^2}{p^2} \quad (102)$$

Es handelt sich demnach um die seitliche Lagenänderung, die infolge der großen Spannweite des Tragflügels außerordentlich stark gedämpft ist. Ein rückführendes Moment E_2 scheint jedoch nach Aussage von \mathfrak{C} überhaupt nicht zu bestehen; nach \mathfrak{D} beträgt $\frac{E_2}{C_2}$:

$$\frac{2hl}{p^2} \frac{q^2}{n^2}$$

und nach \mathfrak{E} :

$$\frac{1}{p^2} \left(\frac{l}{m} n^2 - 2k^2 \right) \quad (103)$$

Der Widerspruch ist leicht zu beseitigen: Das zweite Glied von \mathfrak{D} ist gegenüber dem ersten von verschwindender Größe (rd. 1%); so daß es nicht zulässig erscheint, in Anbe-

tracht der vorausgehenden Vernachlässigungen ihm irgendeine Bedeutung zuzusprechen. Hingegen ist das elastische Moment E_2 in \mathfrak{C} Faktor und somit als sein wirklicher Wert anzuspochen. Seine nach Gleichung (39) und (10) erforderliche Einfügung in die Koeffizienten \mathfrak{C} Gleichung (95) und \mathfrak{D} Gleichung (96), bedeutet Fehler derselben; deren Größenordnung ist jedoch so gering, daß sie die Sicherheit der Folgerung, es sei der wirkliche Wert, in keiner Weise in Frage stellen.

Man kann die Stabilitätsbedingung, die mit $E_2 > 0$, also

$$\frac{l}{m} n^2 - 2k^2 > 0 \quad (104)$$

gestellt werden muß, auch unmittelbar aus den Bewegungsgleichungen herleiten. Für das Gleichgewicht in gekrümmter Bahn gilt

$$\varphi = \frac{v}{g} \zeta, \quad \dot{\varphi} = 0, \quad \ddot{\varphi} = 0, \quad \dot{\psi} = 0, \quad \ddot{\psi} = 0, \quad \dot{\zeta} = 0 \quad (105)$$

Nach Gleichung (84) bestimmt dann die Dämpfung ($\sim n^2$) durch die Winkelgeschwindigkeit $\dot{\zeta}$ der Flossen bei unverstelltem Steuer gegenüber der ruhenden Luft eine Trift

$$\psi = - \dot{\zeta} \frac{l}{v} \frac{n^2}{m} \quad (106)$$

Dieser Einfallswinkel der Flossen bewirkt gemäß ihrer Lage ($\sim l$) über dem Schwerpunkt ein rückführendes Moment $\sim \dot{\zeta} \frac{l}{v} \frac{l}{m} n^2$. Der Geschwindigkeitsunterschied der Schmalseiten des Tragflügels, der dem Krümmungshalbmesser der Bahn $R = \frac{v}{\dot{\zeta}}$ umgekehrt proportional ist, sucht indessen die

Schräglage noch zu vergrößern durch ein Kräftepaar $\sim \dot{\zeta} \frac{l}{v} 2k^2$. Demnach ist

$$E_2 \sim \left(\frac{l}{m} n^2 - 2k^2 \right) = 0$$

wirklich Voraussetzung der Indifferenz.

Der Bedingung läßt sich nur schwer genügen, denn das stabilisierende Moment ($\sim 2k^2$) ist ohne weiteres außerordentlich groß gegenüber dem elastischen ($\sim \frac{l}{m} n^2$). Es ist vollkommen ausgeschlossen, die Flossen so hoch anzuordnen, daß sie das erforderliche Moment liefern. Man könnte nun daran denken, den Wert von k^2 nach Gleichung (79) dadurch zu mindern, daß man Flächenelementen dF in großem Abstand d negative Anstellwinkel durch große negative Auftriebskoeffizienten η also Abtrieb gibt¹⁾. Bei einer vollkommenen Beseitigung der Labilität bringt jedoch diese Maßnahme eine so starke Auftriebsminderung mit sich, daß ihr jeder Wert abgesprochen werden muß. Fügt man etwa an die Schmalseiten des Tragflügels (Breite b) schmale Flächen gleichen Profils unter gleichem aber negativem Anstellwinkel, wobei der Druckpunkt etwa in $d = 1,1 \frac{b}{2}$ liegen möge, so ist, um die Wirkung des Tragflügels

$$F \eta d^2 \sim F \eta \frac{b^2}{12}$$

völlig aufzuheben, den Hilfsflächen ein Gesamtmoment

$$F \eta \frac{b^2}{12} : \eta \left(1,1 \frac{b}{2} \right)^2 = 0,28 F$$

zu geben. Der Auftrieb nimmt also um 28% ab. Die Folge läßt sich auf keine Weise umgehen, da es unmöglich ist, den Hilfsflächen größere Hebelarme zu geben. Läßt man nur einen kleineren Auftriebverlust zu, so sinkt im gleichen Maße die stabilisierende Wirkung. Der einzig zulässige und zugleich erfolgreiche Weg, die Aufgabe zu lösen, scheint eine Schränkung

¹⁾ Darauf hat schon Reißner aufmerksam gemacht mit einem Hinweis auf die entsprechende Profilierung des Tragflügels der Zanoniasamen. Verhandlungen der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft 3. bis 5. Nov. 1911, Zeitschr. f. Fl. u. M. 1912, S. 43

der Tragflügelhälften gegeneinander oder auch nur eine Aufbiegung ihrer Enden zu sein. Der Strömungsverlauf wird dadurch jedoch so verwickelt, daß erst nach Messung an Modellen im Kanal unbedingte Aussagen gemacht werden dürfen.

Jedenfalls bleibt das Gleichgewicht der seitlichen Lage der Indifferenz sehr nahe, und die Wurzeln

$$\lambda_2 = - \frac{D_2}{2 C_2} \left[1 \pm \sqrt{1 - \left(\frac{2 C_2}{D_2} \right)^2 \frac{E_2}{C_2}} \right]$$

dürfen wegen der geringen Größe von E_2 bestimmt werden aus:

$$\lambda_2 = - \frac{D_2}{2 C_2} \left[1 \pm \left(1 - \frac{2 C_2}{D_2} \frac{E_2}{D_2} \right) \right] \dots (107)$$

$$\lambda_{2I} = - \frac{D_2}{C_2} \dots (108)$$

$$\lambda_{2II} = - \frac{E_2}{D_2} \dots (109)$$

$$\lambda_{2I'} = - \frac{j^2}{p^2} \dots (110)$$

$$\lambda_{2II'} = - \frac{1}{j^2} \left(\frac{l}{m} n^2 - 2 k^2 \right) \dots (111)$$

Es sei daran erinnert, daß bei Anordnung nur einer Flosse ($\frac{n^2}{m} = d^l$), Gleichung (81) und (82), also die Forderung eines großen Flossenabstandes, Gleichung (101), durchaus im Sinne der Seitenstabilisierung ist²⁾.

War für die Längsstabilität ein von absoluten Massen unabhängiger Maßstab geboten, so ist für die Labilität der Schräglage eine Vergleichsziffer zu wählen, die den Anspruch an die Aufmerksamkeit des Führers zum Ausdruck bringt. Danach eignet sich zur Beurteilung die Doppelwertzeit in absolutem Maße:

$$B = \frac{v}{g} \frac{l n^2}{\lambda_{2II}} \sec \dots (112)$$

Sind die Erzeugenden des Tragflügels (nahezu) Gerade, so kommt $\frac{l}{m} n^2$ gegenüber $2 k^2$ nicht in Betracht:

$$B \sim \frac{v}{g} \frac{l n^2}{2} \frac{j^2}{k^2} \sec \dots (113)$$

In erster Näherung schließlich nach Gleichung (78) und (79):

$$B \sim \frac{v}{g} \frac{l n^2}{2} \frac{\eta T'}{\eta T} \sec^3 \dots (114)$$

die Verkleinerung des Anstellwinkels für den Tragflügel bringt danach der Indifferenz näher und die Vergrößerung des Anstellwinkels bis zu Werten, wo η' verschwindet, bedeutet die Gefahr des »Abrutschens« beim »Überziehen«, d. h. ein augenblickliches Aufdieseseitigen des Flugzeugs bei zu starkem Höhensteuergebrauch. B ist für Flugzeuge mit gleichen Tragflügeln bei gleichen Gewichten ($\sim v^2 \eta T$) nahezu der dritten Potenz der Geschwindigkeit, bei gleichen Geschwindigkeiten dem Gewicht umgekehrt proportional.

Ohne Ausnahme hat der Konstrukteur dem Flieger Mittel (Verwindung, Klappen) an die Hand zu geben, durch die er

¹⁾ Die Bedingung $ld: 2k^2 > 1$ ist gleich der, die Lancheater (Aerodynamik, übersetzt von Runge, II. Bd. 1911, § 105) aufgestellt hat.

²⁾ Andererseits läßt sich aus der mathematischen Bedingung der Stabilität $\mathfrak{D} > 0$ berechnen, daß negative Werte von m bis zum Betrage $-m = l \frac{q^2}{j^2}$ zulässig, ja für die Erfüllung der weiteren Bedingung $\mathfrak{E} > 0$ sogar förderlich sind. Da jedoch $\frac{q^2}{j^2}$ in der Größenordnung von $\frac{1}{20}$ liegt, kann man leicht ersehen, daß diese Druckpunktlage vor dem Schwerpunkt so klein ist, daß man sich ihrer konstruktiv auf keine Weise versichern kann. Zudem betrifft die Folgerung Größen von der Ordnung der Fehler, die den Voraussetzungen entsprechen.

³⁾ Für $v = 28$ m/sec wird die Doppelwertzeit ($\tau T' : \tau T$) sec; da ($\tau T' : \tau T$) meist zwischen 4 und 8 liegt, liegen Flugzeuge nach einer Störung $\gamma = 0,10 \cong 6^\circ$ innerhalb 12 bis 25 sec unter 45° .

Störungen der Lage beseitigen und der Reaktion des Schrauben-Antriebsmomentes begegnen kann. Umgekehrt genügt zur Seitensteuerung eine Vorrichtung, mittels deren der Führer das Flugzeug willkürlich schräg zu legen¹⁾ vermag; nach Gleichung (85) ist

$$\zeta = \frac{g}{v} \varphi \sec^{-1},$$

also die Zeit zum Wenden um Winkel ζ :

$$\frac{v}{g} \zeta \sec^2 \dots (115)$$

Dabei ist der Krümmungsradius der Bahn:

$$R = \frac{v}{\zeta} = \frac{v^2}{g} \frac{1}{\varphi} = \frac{2 h}{\varphi} \dots (116)$$

und die Trift nach Gleichung (84):

$$\psi = - \frac{\zeta}{v} \frac{n^2}{m} = - \varphi \frac{g}{v^2} \frac{n^2}{m} = - \varphi \frac{n^2}{2 h m} \dots (117)$$

für eine Flosse im Abstand d :

$$\psi = - \varphi d \frac{g}{v^2} = - \varphi \frac{d}{2 h} \text{ } ^3) \dots (118)$$

Man kann daran leicht ermesen, wie schwach das Flugzeug trifft, und daß es überhaupt nicht nötig ist, das Seitensteuer zu gebrauchen.

Ja, es muß diese Art zu steuern als zuverlässiger bezeichnet werden, da es doch offenbar besser ist, die für das Gleichgewicht erforderliche Schräglage unmittelbar herzustellen, als darauf zu warten, bis sie als Folge der durch das Seitensteuer bewirkten Kursänderung erscheint. Bei einem gut gebauten Flugzeug (mit dem oben berechneten Ausgleich der Schraubenreaktion auf den Kurs Gleichung (70)), könnte also das Seitensteuer durch eine starre Flosse ersetzt werden. Die Steuerfähigkeit in der Luft würde dadurch nicht beeinträchtigt.

Bodennähe jedoch erfordert, das Flugzeug wagerecht zu halten; und sind in diesem Augenblick, also beim Aufsetzen, Richtungsänderungen erforderlich, z. B. beim Landen mit Seitenwind oder angesichts von Bodenhindernissen, so kann man sich nur mit dem Seitensteuer helfen, indem man gleichzeitig die damit verbundene Neigung des Flugzeugs, sich schräg zu legen, durch die Verwindung aufhebt (Gegenverwindung gibt⁴⁾).

Für die gewöhnliche Seitensteuerung in der Luft bedeutet jedoch die Anordnung von Seitensteuer und Verwindung lediglich einen Sicherheitsgrad, beim Versagen eines Steuerorgans ebensogut das andere gebrauchen zu können.

¹⁾ Gehlen (Querstabilität und Seitensteuerung von Flugmaschinen. Diss. Aachen 1912. München 1913, S. 27) weist darauf hin, daß es bei geschränktem Tragflügel genügt, eine geringe Schiefstellung gegenüber dem Kurs durch das Seitensteuer hervorzurufen.

Die Wirkung läßt sich, sobald durch Modellversuche der der Schränkung entsprechende Wert l bekannt ist, mit den Gleichgewichtsbedingungen für gekrümmte Bahn Gl. (133) und (135) beurteilen:

$$\zeta \frac{1}{v} 2 k^2 + \psi l = 0.$$

$$\psi = - \varphi \frac{k^2}{lh}$$

²⁾ Die Formel ist auch für sehr große Werte γ genau genug; für die größte zulässige Schräglage von etwa 45° beträgt der Unterschied von Bogen und Sinus 10⁰/₁₀₀. Einen Ausgleich bewirkt die Schwere infolge der Abnahme der Vertikalkomponente des Auftriebes mit $\cos \gamma$ durch die Steigerung der Geschwindigkeit mit $g(1 - \cos \gamma)$ m²/sec². Es kann sich ohnedies nur um Mittelwerte handeln, da das Umlegen und Aufrichten auch Zeit beansprucht, während die Formeln sich auf den stationären Zustand beziehen.

³⁾ Es ergibt sich das Paradox, daß die Trift mit verschwindendem Abstand d auch zu Null wird, weil der Drehungswiderstand mit d^2 , das Richtmoment nur mit d wächst. Unstetige Bewegung fordert natürlich große Werte d .

Zusammenfassung:

Es wird ein Verfahren angegeben, die Frequenzgleichungen 4. Grades der Stabilitätstheorien für Flugzeuge algebraisch, also allgemein gültig aufzulösen.

Die Theorie der Längsstabilität führt so in Übereinstimmung mit der Erfahrung zu dem Schluß, daß die dynamische Stabilität schon bei viel geringeren Graden der statischen Stabilität sichergestellt ist, als alle früheren Arbeiten anzunehmen gestatteten. Es ist auch nicht, wie bisher gefolgert wurde, der Gleitflug stabiler als der Flug mit Motor, sondern umgekehrt die Dämpfung beim Wagerechflug kräftiger als beim Gleiten. In diesem Falle rührt der Unterschied der Ergebnisse daher, daß bei der Aufstellung der Bewegungsgleichungen, aus denen auf denkbar kürzestem Wege die Frequenzgleichung neu abgeleitet wird, die Lage der Schraubenachse und die Schwankungen des Schraubenschubs mit der Geschwindigkeit berücksichtigt wurden.

Die Theorie der Seitenstabilität veranschaulicht die Ursache der natürlichen Labilität der üblichen Flugzeugformen und läßt erkennen, wie ihre Vermeidung vor allem durch wirtschaftliche Erwägungen behindert wird. Die Formel für die Doppelwertszeit, die ein unmittelbares Maß der Labilität darstellt, besagt, wie diese fast ausschließlich vom Anstellwinkel der Tragfläche abhängt, und begründet so die Annäherung an die Indifferenz bei schnellen Flugzeugen und andererseits die Gefahr, durch »Überziehen« »abzurutschen«, d. h. bei allzu steilem Anstieg seitlich abzustürzen.

Der Ansatz der Bewegungsgleichungen liefert für stetigen Bewegungszustand die Gleichgewichtsbedingungen. Dabei zeigt sich die Möglichkeit, die Höhensteuerung allein durch Regelung der Motorleistung zu bewirken. Andererseits folgt für den Steuergebrauch aus den Gleichgewichtsbedingungen für gekrümmte Bahn die wechselseitige Ablösbarkeit von Seitensteuer und Verwindung. Höhensteuer und Seitensteuer bedeuten also, wie die Erfahrung bei Verletzungen derselben bewiesen hat, lediglich eine Erhöhung der Manövrierfähigkeit und Sicherheit, jedoch kein unbedingt Erfordernis für die Flugzeugführung.

Versuche über den Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug im Fluge.

Von A. Pröll in Hannover.

Die Frage nach der Größe des Flugzeugwiderstandes bei horizontalem Fluge ist für die Entwicklung des Flugzeugbaues von größter Wichtigkeit. Denn bei dem beständigen Streben nach vergrößerter Geschwindigkeit und Transportleistung ist ein Fortschritt nur zu erzielen, durch Verringerung des schädlichen Widerstandes, zu welchem Zwecke wiederum besondere Formgebung, Wegfall entbehrlicher Streben und Verspannungen beziehungsweise deren Ersatz durch tragfähige Konstruktionen von geringem Widerstand erforderlich ist.

Nebenbei ist aber auch für die aerodynamische Forschung und für die Berechnung von Flugzeugen die Kenntnis des Widerstandes von größtem Wert.

Auf rechnerischem Wege hat man darum auch schon wiederholt versucht, die Größe W des gesamten Flugzeugwiderstandes oder seiner einzelnen Teile abzuschätzen und hat dafür eine Reihe brauchbarer Regeln aufgestellt. Insbesondere pflegt man den Widerstand aus 2 Teilen zusammzusetzen, dem Widerstand W_1 der Tragflächen (einschl. Streben und Spannkabeln) und dem Widerstand W_0 der nicht (oder nur unwesentlich) tragenden Teile, wie Rumpf, Motor, Fahrgestell, Steuerflächen usw.). Letzteren Widerstand, den man auch wohl als den »schädlichen« bezeichnet (im Gegensatz zu dem »nützlichen« W_1 , weil dieser die notwendige Voraussetzung für den Auftrieb bildet), ersetzt man vielfach in den Rechnungen durch eine »gleichwertige« ebene quadratische Fläche f , welche senkrecht zum relativen Luftstrom gestellt, denselben Widerstand W_0 bieten würde.

Bezeichnet man weiter mit

- ζ_0 den Widerstandskoeffizienten dieser gleichwertigen Fläche f
- v die Fluggeschwindigkeit
- γ das spezifische Gewicht der Luft
- ζ_w den Widerstandskoeffizienten der Tragflächen und mit
- F ihre Flächengröße

so gilt die Gleichung

$$W = W_1 + W_0 = \frac{\gamma}{g} \zeta_w F v^2 + \frac{\gamma}{g} \zeta_0 f v^2 = \frac{\gamma}{g} F v^2 \left(\zeta_w + \zeta_0 \frac{f}{F} \right) \quad (1)$$

Die Feststellung der Koeffizienten ζ_w und ζ_0 sowie der Fläche f bildet die Hauptschwierigkeit für die rechnerische Bestimmung des Widerstandes. Meistens werden dazu die Ergebnisse von Modellversuchen zugrunde gelegt, die entweder mit Tragflächenprofilen allein vorgenommen werden (in welchem Falle f geschätzt und $\zeta_0 \sim 0,62$ angenommen wird) oder mit ganzen Flugzeugmodellen (Eiffel¹).

Aber diese Schätzungen sind naturgemäß ziemlich unsicher, auch ist die Berechnung aus den Widerständen des ganzen Flugzeugmodells deswegen nicht einwandfrei durchzuführen, weil die Widerstandsverhältnisse von Spanndrähten u. dgl., die ziemlich ins Gewicht fallen, sich nicht ohne weiteres den Modellregeln einfügen lassen. Außerdem ist noch die Größe des schädlichen Widerstandes recht bedeutend und erreicht einen ziemlich hohen Prozentsatz des Gesamtwiderstandes. Es ist darum auch immer wieder versucht worden, den Widerstand von Flugzeugen auf dem Versuchswege zu bestimmen. Direkte Messungen solcher Art sind wohl zuerst von Bendemann²) durchgeführt worden, indem leichte Flugzeuge älterer Bauart in schwebendem Zustand an Masten und Gerüsten verankert wurden, wobei im natürlichen Winde Widerstand und Auftrieb beobachtet werden konnten. Bei der Schwierigkeit, solche Versuche bei den für den modernen Flugbetrieb üblichen hohen Geschwindigkeiten und mit den schweren neueren Flugzeugen anzustellen, scheint dieser Weg jetzt zum mindesten sehr kostspielig zu sein.

Aus Beobachtungen bei »reinen« Gleitflügen kann dagegen für die dabei in Betracht kommenden Verhältnisse, aber auch nur für diese, der Widerstand ganz gut abgeleitet werden.

Da nun weiter auch im Beharrungszustand bei ruhiger Luft der Flugzeugwiderstand gleich der antreibenden Kraft (Zug des Propellers) ist, so kann man versucht sein, statt den Widerstand direkt zu messen, diesen Propellerzug aus den bekannten Schraubenabmessungen, sowie der Fahrgeschwindigkeit und der Motordrehzahl zu berechnen. Es bestehen eine Reihe von ganz oder teilweise theoretisch, teilweise empirisch aufgestellten Schraubenzugformeln, die zur Lösung dieser Aufgabe geeignet wären³) und die meist nur zwei von den Schraubenabmessungen abhängige Konstanten enthalten.

Indessen ist eine vorherige rechnerische Bestimmung dieser konstanten Größen in den seltensten Fällen erfolgreich durchführbar, da am fertigen Flugzeug verschiedene Einflüsse störend auf die Wirkung der Luftschrauben einwirken, besonders bei den jetzt fast durchwegs ausgeführten Typen mit vorne liegender Zugschraube (im Gegensatz zum Farmantyp und zu Flugbooten usw.).

Es ist deshalb von Interesse, Methoden zur experimentellen Bestimmung dieser Größen und insbesondere zur Ermittlung des Schraubenzuges kennen zu lernen.

An solchen Versuchen bei ausgeführten Flugzeugen fehlt es nicht, und zwar ist entweder der Schraubenzug im Fluge direkt gemessen worden (Dorand in Frankreich) oder es ist aus Geschwindigkeits- und Neigungsmessungen im ansteigenden und im Gleitflug dieser Widerstand und damit auch der Propellerzug errechnet worden (Hoff, Ferber usw.)⁴).

¹) Eiffel, Der Luftwiderstand und der Flug.

²) Bendemann, Der heutige Stand der Flugtechnik in Theorie und Praxis. Z. El. V. J. 1910 Seite 895.

³) Zusammenstellungen solcher Formeln finden sich unter andern in dem Buche von A. Séc, Les lois expérimentales de l'Aviation (Paris 1911). Vergl. auch Moedebecks Taschenbuch, Abschnitt Luftschrauben.

⁴) Hoff, Versuche an Doppeldeckern etc. (Luftfahrt und Wissenschaft, Heft 6).

Versuche der letztgenannten Art sind es, die in dem nachfolgenden Aufsätze beschrieben werden sollen.

Von den als Grundlage dieser Versuche dienenden Schraubenformeln wollen wir zwei der wichtigsten verwenden und ihre Ergebnisse vergleichen.

Ist v die Fluggeschwindigkeit (in kmh), n die Schraubendrehzahl in einer Minute, so lautet die erste¹⁾

$$P = An^2 - Bnv = An^2 \left[1 - \left(\frac{B}{A} \right) \left(\frac{v}{n} \right) \right] = An^2 \left(1 - C \frac{v}{n} \right) \dots (2)$$

die andere dagegen²⁾

$$P = A'n^2 - B'v^2 = A'n^2 \left[1 - \frac{B'}{A'} \left(\frac{v}{n} \right)^2 \right] = A'n^2 \left[1 - C' \left(\frac{v}{n} \right)^2 \right] \dots (3)$$

Für beide Formeln lassen sich theoretische und experimentelle Begründungen angeben; daß aber beide brauchbar sein können, trotz ihrer Verschiedenheit, ergibt sich aus dem Umstande, daß beide eben Näherungsformeln sind, die stets nur einen Teil des Verlaufes der Schraubenzuglinien darstellen.

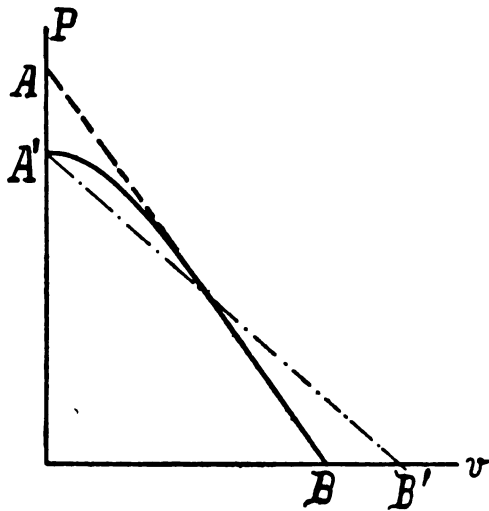


Fig. 1.

Nimmt man nämlich eine bestimmte konstante Drehzahl $n = n_1$ an, so ergibt Formel (2) als Schubkurve eine abfallende Gerade AB (Fig. 1), in der

$$OA = P_0 = An^2 \dots (4)$$

den Zug der Schraube am festen Stand darstellt, während die sogenannte »Grenz«- oder ideelle Marsch-Geschwindigkeit

$$OB = v_0 = \frac{A}{B} n_1 \dots (5)$$

diejenige ist, für welche der Schub verschwindet, die Schraube also weder Zug noch Widerstand ausübt und gewissermaßen »luftdurchsichtig« wird.

Experimentell aufgenommene Schubkurven bestätigen³⁾ nun in der Tat einen solchen linearen Verlauf der Schraubenzugkurve in der Nähe der v Achse und zwar auch auf der negativen Seite (also für den Widerstand der Schraube bei größerer als der Grenzgeschwindigkeit!), während in der Nähe der P -Achse eine merkliche Verringerung des Schubes eintritt (eine Folge des Verlaufes der Profilauftriebskurven bei den dort herrschenden großen Anstellwinkeln.)

¹⁾ Vergleiche Moedebecks Taschenbuch, siehe auch Sée (a. a. O.) Formel von Arnoux

²⁾ Formel von Riabouchinski (Fascicule II, de l'Institut Aérodynamique de Koutchino) — Sée hält auf Grund theoretischer Erwägungen und der Versuche von Riabouchinski diese Formel für die allein richtige.

³⁾ Fuhrmann, Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt. Riabouchinski a. a. O.

In Wirklichkeit ist daher die Zugkraft am Stande nicht

$$P_0 = An^2 \text{ sondern } P_0 = A'n^2,$$

wobei

$$A' < A \dots (6)$$

ist.

Würde man daher aus einem einfachen Zugversuch am Stande die Konstante A für die Formel (2) berechnen wollen, so erhielte man unrichtige Schubkräfte für den Flug, da diese dann nach der Geraden $A'B'$ abfallen würden. Insbesondere im »negativen« Gebiete unterhalb der v -Achse würde sich dieser Fehler stark bemerkbar machen. Diese Erkenntnis ist besonders für die Untersuchung von Gleitflügen mit »bremsender« Schraube wichtig.

Die Formel (3) berücksichtigt dementsgegen diesen Umstand, indem sie für $n = n^1 = \text{konst.}$ auf einen parabolischen Verlauf von P führt

$$P = A'n_1^2 \left[1 - \left(\frac{B'}{A'n_1^2} \right) v^2 \right] \dots (7)$$

In der Nähe von P_0 ($v = 0$) gibt diese Formel die Schübe besser wieder, während in der Nähe von $P = 0$, die erstere (mit der Konstanten $A > A'$) den Vorzug verdient.

Es hat nun keinen Zweck, nach einer passenden Kombination beider Formeln zu suchen, da dadurch ihr Hauptvorzug, die Einfachheit, verloren ginge. Außerdem ist die Genauigkeit beider Formeln eine genügend große, wenn man erst einmal festgestellt hat, in welchem Gebiete die fraglichen Schraubenwerte liegen und danach die eine oder die andere Formel ausgewählt hat. Das weiterhin behandelte Beispiel wird dies erkennen lassen.

Zu bemerken ist noch einiges über die Konstante B (beziehungsweise $C = \frac{B}{A}$). C ist theoretisch leicht aus der Beziehung abzuleiten

$$C = \frac{B}{A} = \frac{60}{H_{\text{eff}}} \dots (8)$$

wenn die Geschwindigkeit in m/Sek. gemessen wird oder

$$C = \frac{60}{3,6 H_{\text{eff}}} = \frac{1}{0,06 H_{\text{eff}}} \dots (8a)$$

bei Angabe von v in kmh.

Hierin ist H_{eff} die effektive Steigung der Schraube, also nicht die gemessene Konstruktionssteigung der Druckseite, sondern sie besitzt einen um ca. $\frac{1}{5}$ des Durchmessers höheren Wert.¹⁾

¹⁾ Es folgt dies aus dem Umstande, daß gewölbte Profile, als welche die Schraubenprofile angesehen werden müssen, auch beim »theoretischen« Anstellwinkel 0° noch einen erheblichen Auftrieb erfahren. Die Schraube übt daher auch dann noch einen gewissen Zug aus, wenn ihr Anstellwinkel α verschwindet.

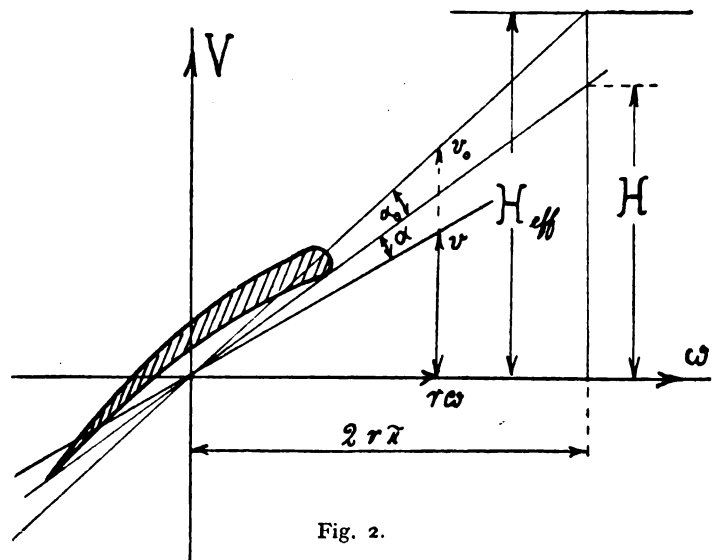


Fig. 2.

Es ist nun $\alpha = \text{arctg} \left(\frac{H}{2r\lambda} \right)$ mit der gemessenen (Konstruktions-) Steigung H . Der Zug verschwindet — entsprechend den

Auch die Größe A könnte bei fehlenden Zugversuchen aus den Abmessungen der Schraube berechnet werden (Beispiele, bei denen die Rechnung tatsächlich mit dem Versuch übereinstimmt, finden sich in dem bekannten Buche von Bejeuhr, Luftschrauben S. 72).

Aus den obengenannten Gründen wollen wir jedoch A und B lediglich aus Versuchen ermittelt denken.

Eine jede der Formeln (2) oder (7) gibt gewissermaßen das theoretische Gerippe, in das die empirischen Konstanten A und B eingetragen werden.

Der Vorgang hierbei ist nun der folgende:

Am leichtesten ist A' im Gebiete der P -Achse für die Formel zu bestimmen durch eine Zugprobe am festen Pfahl bei wachsenden und hernach wieder abnehmenden Drehzahlen. Man erhält eine Reihe von Punkten für eine Zugkraftparabel

$$Z_0 = A' n^2 \dots \dots \dots (10)$$

aus der durch Ausgleich der Wert von A' bestimmt werden kann.

Erheblich schwieriger ist die experimentelle Bestimmung von B (bzw. B'), welche für einen gegebenen Propeller natürlich am genauesten und besten im Luftkanal eines großen Laboratoriums erfolgen kann; in Ermangelung eines solchen gelangt man, wenn auch mit wesentlich größerer Unsicherheit, in der folgenden Weise zu brauchbaren Ergebnissen:

Man bringt das Flugzeug aus größerer Höhe in einen möglichst gleichmäßigen Gleitflug, bei dem die Drehzahl der Schraube bei abgestelltem Gas so niedrig bemessen wird, daß sie auf keinen Fall mehr antreibend wirken kann.

Am sichersten wäre es, die Magnetzündung dabei ganz abzustellen, so daß die Schraube sich nur gewissermaßen als Windrad dreht, wobei zur Verminderung des Widerstandes durch einen Entlüftungshebel die Kompression in den Zylinder ausgeschaltet werden kann. Bei einer Gleitgeschwindigkeit von ca. 80 bis 100 kmh und einer Drehzahl der Schraube von 400 bis 500 Umdrehungen pro Minute kann die Schraube als neutral, d. h. weder antreibend noch bremsend angenommen werden. Wichtig ist es, daß der Gleitflug sich durch längere Zeit — mindestens 3 Minuten — hindurch gleichbleibend eingestellt hat, es ist dazu natürlich ruhiges Wetter und große verfügbare Höhe erforderlich. Dann mißt man die Fallgeschwindigkeit (mit Variometer oder auch Barometer und Stoppuhr oder Barograph, die Fluggeschwindigkeit am Anemometer oder einem ähnlichen Geschwindigkeitsmesser) und ermittelt daraus die Bahnneigung, sowie die Schwerkraftkomponente, welche in diesem Falle den Vortrieb und die Überwindung des Widerstandes besorgt.

Daraus ergibt sich der Widerstand W bei der betreffenden Gleitgeschwindigkeit v . Man fliegt sodann horizontal unter Einhaltung der gleichen Fluggeschwindigkeit v und notiert die entsprechende Drehzahl n der Schraube, oder, was meistens leichter durchzuführen ist: man läßt das Flugzeug mit dem gleichen Anstellwinkel wie beim Gleiten ansteigen, wobei der Motor dann gewöhnlich mit Vollgas be-

Profilauftriebskurven erst bei einem negativen Winkel $\alpha = -\alpha_0$, und es ist somit die effektive Steigung, wie aus Fig. 2 zu erschen ist

$$H_{\text{eff}} = 2 r \pi \text{tg} \left[\alpha_0 + \text{arctg} \left(\frac{H}{2 r \pi} \right) \right] = \frac{2 r \pi \text{tg} \alpha_0 + H}{1 - \frac{H}{2 r \pi} \text{tg} \alpha_0}$$

Mit einer mittleren Annahme des kleinen Winkels $\alpha_0 \sim 4^\circ$ darf dafür geschrieben werden

$$H_{\text{eff}} \sim H + 0,4 r + 0,004 H + \frac{H^2}{90 r} \dots \dots (9)$$

H_{eff} ist somit veränderlich mit r . Zu einer Mittelwertbildung für den ganzen Flügel könnte man nur gelangen, wenn die genauen Konstruktionszeichnungen vorliegen. In erster Annäherung genügt es aber $r = \frac{D}{2}$ zu setzen und dafür die weiteren Glieder zu vernachlässigen, womit dann

$$H_{\text{eff}} \sim H + 0,2 D \dots \dots (9a).$$

wird. Es ist aber ausdrücklich zu betonen, daß es sich dabei nur um eine Abschätzung handelt, die in einzelnen Fällen auch merklich falsch sein kann. An einem Beispiel wird später eine Anwendung dieser Beziehung gemacht werden.

trieben wird und die Steigkomponente der Schwerkraft mit von dem Propellerzug überwunden werden muß.

Es wird allerdings nicht immer möglich sein, für das Gleiten und den Horizontalflug oder das Steigen immer die gleichen Bedingungen bezüglich Geschwindigkeit und Anstellwinkel zu erhalten. Wie dann eine Berichtigung durchzuführen ist, wird noch an einem Beispiel gezeigt werden.

Eine Bemerkung über die Wahl und Bezeichnung der eingeführten Winkel ist hier am Platze. Wie schon aus den Untersuchungen Dr. Hoff's¹⁾ bekannt ist, kann der Anstellwinkel α der Tragflächen, der den Winkel zwischen Wölbungssehne der Tragfläche und der relativen Windrichtung darstellt, nicht unmittelbar aus der Neigung der Propellerachse gemessen und angegeben werden, es muß vielmehr mit einer Abweichung der Propellerachse von der Fortbewegungsrichtung des Flugzeuges («Durchhängen» des Rumpfes) sowie mit einer Ablenkung des relativen Luftstromes vor den Tragflächen gerechnet werden.

Demgemäß haben wir die durch Fig. 3 dargestellten Verhältnisse zu beachten. Die Bezeichnungen dabei sind

- ϱ Ansteigwinkel des Flugzeuges.
- χ «Einstellwinkel» der Tragflächensehne zur Propellerachse (durch die Einstellmaße festgesetzt)
- β Winkel zwischen Horizontalen und Propellerachse.
- $\beta - \varrho = \delta$ «Hängen» der Rumpf-(Propeller-)achse
- ε Winkel zwischen Horizont und relativer Windströmung (positiv, wenn ein Aufdrehen des Windes vor den Tragflächen erfolgt).
- α Anstellwinkel der Tragflächen.

Es ist nun

$$\alpha = \chi + \delta + \varepsilon = \beta + \chi - \varrho + \varepsilon \dots \dots (11)$$

Der Ansteigwinkel ϱ wird bei den folgenden Versuchen gemessen aus der Fluggeschwindigkeit (mit Anemometer ermittelt) und der Steig- oder Fallgeschwindigkeit (Variometer, Barograph oder Höhenstoppung), der Winkel β der Propellerachse zur Horizontalen wurde durch Libellenneigungs-

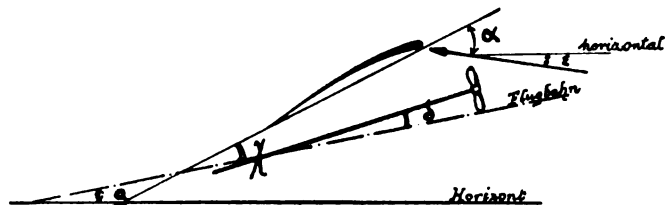


Fig. 3.

messer angegeben. In allen Fällen wurde durchaus Beharrungszustand angestrebt (konstantes gleichmäßiges Steigen und Gleiten an windstillen Tagen ohne nennenswerte Böen) Der Ablenkungswinkel ε konnte bei den Versuchen nicht gemessen werden; es war dies indes nicht von wesentlichem Belang, da getrachtet wurde, für Steig- und Gleitflüge möglichst gleiche Winkelverhältnisse zu bekommen, wobei dann der Winkel nicht mehr in Betracht kommt. Bei den Versuchen von Hoff konnte ε übrigens als merklich konstant zu etwa $1\frac{1}{2}^\circ$ angenommen werden²⁾.

Durch die Versuche sei nun festgestellt worden:

- Gewicht des Flugzeuges G
- a) im Gleiten: Drehzahl n_g
- Fluggeschwindigkeit v_g
- Bahnneigung ϱ_g
- Hängen des Rumpfes. δ_g
- b) im Steigen: Drehzahl n_s
- Fluggeschwindigkeit v_s
- Bahnneigung ϱ_s
- Hängen des Rumpfes. δ_s

¹⁾ Dr. Hoff, Versuche an Doppeldeckern zur Bestimmung ihrer Eigengeschwindigkeit und Flugwinkel. (Luftfahrt und Wissenschaft. Heft 6).

²⁾ Hoff hat hier eine etwas andere Bezeichnung eingeführt, β_m für ε , δ für α .

Dann ist der reine Widerstand zur Fortbewegung beim Gleiten mit v_g

$$G \sin \varrho_g + A n_g^2 \left(1 - C \frac{v_g}{n_g} \right) \cos \delta_g.$$

Die Zugkraft P_s beim Steigen mit nahezu der gleichen Geschwindigkeit $v_s \sim v_g$ muß dafür außer dem Widerstande bei der Geschwindigkeit v_g noch die Schwerkraftskomponente zum Anstieg decken. Es ist also

$$P_s \cos \delta_s = A n_s^2 \left(1 - C \frac{v_s}{n_s} \right) \cos \delta_s = G \sin \varrho_s + W = G \sin \varrho_s + \left[G \sin \varrho_g + A n_g^2 \left(1 - C \frac{v_g}{n_g} \right) \cos \delta_g \right] \left[\varphi \left(\frac{v_s, \alpha_s}{v_g, \alpha_g} \right) \right] \quad (12)$$

Durch den Zusatzfaktor

$$\varphi \left(\frac{v_s, \alpha_s}{v_g, \alpha_g} \right)$$

wird dabei der Einfluß etwa verschiedener Geschwindigkeiten v_g, v_s und Anstellwinkel α_s, α_g berücksichtigt. Da die Art dieses Einflusses von vornherein nicht festliegt, ist es zweckmäßig, für Steigen und Gleiten möglichst dieselben Bedingungen (Gleiche Geschwindigkeit, gleiche Anstellwinkel) zu wählen. Ist dies nicht erreichbar, so kann man bei nicht zu großen Unterschieden der genannten Größen angenähert setzen

$$\varphi \left(\frac{v_s, \alpha_s}{v_g, \alpha_g} \right) \sim = \frac{v_s^2 \alpha_s}{v_g^2 \alpha_g} \quad (13)$$

Für die beabsichtigte Ermittlung der Konstanten A und C reicht aber Gl. (12) nicht aus, es muß mindestens noch aus einem zweiten Steig- und Gleitversuch mit anderen Geschwindigkeiten und Drehzahlen eine weitere Gleichung dieser Form aufgestellt werden.

Zur Ermittlung der Schraubenzugformel sind daher mindestens zwei Steig- und Gleitversuche unter möglichst verschiedenen Betriebsverhältnissen erforderlich, von denen aber je ein Anstieg und Gleitflug unter möglichst gleichen Bedingungen bezüglich Geschwindigkeit und Anstellwinkel erfolgen soll.

Sind nur die Daten eines Anstiegs und Gleitfluges vorhanden, so kann man sich durch schätzungsweise Annahme von A helfen; A ist, wie wir sahen, stets etwas größer als die Konstante A' der Zugparabel für den Standversuch, die jederzeit leicht ermittelt werden kann. Oder man legt sogleich als zweite Gleichung zwischen A und C die Formel (8) unter Einführung der effektiven Steigung nach Gl. (9) zugrunde.

Endlich läßt sich noch durch Berechnung der Propeller-nutzleistungen, Vergleich mit den Motorleistungen (aus den Motorbremsprotokollen) und Aufstellung der Wirkungsgradkurven durch gegenseitiges Ausgleichen dieser und der Widerstandskurven viel erreichen; schließlich erhält man dann A und B mit einiger Zuverlässigkeit.

Das ganze Verfahren soll nun an einem

Beispiel

gezeigt werden, welches anderweitig ausgeführten Versuchen mit einem modernen Doppeldecker entnommen ist.

Das Flugzeug hatte Flächen besonderer Bauart für kleinen Widerstand. Die Flächengröße betrug $F = 36 \text{ m}^2$ und das Gewicht des vollständig bemannten mit Betriebsstoffen versehenen Flugzeugs betrug bei den Versuchen $G = 1200 \text{ kg}$. Die Flächenbelastung war somit $33 \frac{1}{3} \text{ kg/m}^2$. Der Motor ergab eine wirkliche Leistung von 204 PS bei 1400 Umdrehungen im Vollgasbetriebe. Seine Bremskurve war bekannt. Der (mittlere) Einstellwinkel der Tragflächen betrug $\chi = 4^\circ$. Als Luftschraube kam ein Integralpropeller von 280 cm Durchmesser bei 210 cm Steigung und 21 cm Blattbreite zur Verwendung.

I. Gleitversuch.

Es wurde gemessen:

- Drehzahl der Schraube 450
- Sinkgeschwindigkeit 3,05 m/s
- Fluggeschwindigkeit $v = 101 \text{ kmh}$ 28,0 m/s

- Flugbahnneigung $6 \frac{1}{4}^\circ$
- Rumpfneigung $3 \frac{1}{2}^\circ$
- »Hängen« des Rumpfes $2 \frac{3}{4}^\circ$
- wahrer Anstellwinkel $6 \frac{3}{4}^\circ$

II. Steigversuch.

Es wurde gemessen:

- Drehzahl der Schraube 1295
- Steiggeschwindigkeit 3,0 m/s
- Fluggeschwindigkeit $v = 99 \text{ kmh}$ 27,5 m/s
- Flugbahnneigung $6 \frac{1}{4}^\circ$
- Rumpfneigung $\sim 9^\circ$
- »Hängen« des Rumpfes $2 \frac{3}{4}^\circ$
- wahrer Anstellwinkel $6 \frac{3}{4}^\circ$

III. Zugversuch am Stande.

An einer Zuwaage wurden nach Abzug der Vorspannung des Dynamometers von 20 kg die folgenden Werte ermittelt:

Zahlentafel I.

Drehzahl	Zug P_s	$10^4 A' = \frac{P_s}{n^2} \cdot 10^4$
500	62,5	2,5
600	88	2,45
700	120	2,45
800	160	2,5
900	200	2,47
1000	243	2,43
1100	295	2,44
1200	350	2,43
1300	415	2,45
1320	425	2,45

Als mittleren Wert für A' findet man daraus

$$A' = \frac{2,45}{10^4}$$

I. Berechnung nach der Formel $P = A' n^2 \left(1 - C' \frac{v^2}{n^2} \right)$

Wir versuchen zunächst probeweise die Formel (3) bzw. (7) für unser Beispiel anzuwenden und setzen den gefundenen Wert von A ein. Dann ergibt sich für das Steigen die Zugkraft

$$P_s = \frac{2,45}{10^4} \cdot 1295^2 \left[1 - C' \left(\frac{99}{1295} \right)^2 \right] = 411 (1 - 0,00582 C')$$

Im Gleiten dagegen erhalten wir

$$P_{gl} = \frac{2,45}{10^4} \cdot 450^2 \left[1 - C' \left(\frac{101}{450} \right)^2 \right] = 49,5 (1 - 0,0505 C')$$

Nun setzen wir für C' probeweise verschiedene Werte ein, indem wir H_{eff} verschieden wählen. Mit den beiden zuletzt aufgestellten Formeln findet man dann die in der Zahlentafel II (Spalte 3 und 4) angegebenen Schraubenzugkräfte im Steigen und Gleiten.

Zahlentafel II.

1 Annahme für H_{eff}	2 C	3 P_s	4 P_g	5 Widerstand im Gleiten $131 + P_{gl}$	6 Zugkraft i. Steigen $131 + \left(\frac{99}{101} \right)^2 \cdot (131 + P_{gl})$
2,5	44,4	304	- 57	74	205
2,7	38	319	- 45,5	85,5	216,5
3,05	30	338	- 22,2	108,8	239,8

Andererseits berechnet sich die Zugkraft für das Ansteigen daraus, daß erstens die Schwerkraftkomponente überwunden werden muß, diese ist aber $1200 \sin 6 \frac{1}{4}^\circ =$

131 kg und sodann der Flugzeugwiderstand bei 99 kmh Fluggeschwindigkeit. Der letztere ist aber auch aus dem Gleitversuch bei der nahezu gleichen Fluggeschwindigkeit 101 kmh und gleichem Anstellwinkel zu ermitteln. Er ergibt sich ebenfalls aus der Schwerkraftkomponente $1200 \sin 6\frac{1}{4} = 131$ kg, vermehrt um die hier stets negative Schraubenzugkraft (Schraubenzugwiderstand), wobei noch die etwas verschiedene

Geschwindigkeit durch den Korrektionsfaktor $\left(\frac{99}{101}\right)^2 = 0,96$ unter der zulässigen Annahme des quadratischen Widerstandsgesetzes berücksichtigt wurde. Wir erhalten also als neue Beziehung:

$$\text{Zugkraft im Steigen} = 1200 \sin 6\frac{1}{4} + 0,06 (1200 \sin 6\frac{1}{4})^2 + P_{gl} \\ = 131 + 0,96 (131 + P_{gl}).$$

und diese Formel ist in Spalte 6 der Zahlentafel II ausgewertet.

Der danach ersichtliche Vergleich der Zugkräfte im Steigen in den Spalten 3 und 6 zeigt deutlich deren vollständige Unstimmigkeit und beweist damit, daß die Formel (3) hier nicht angewendet werden kann.¹⁾ Der Grund dafür liegt natürlich darin, daß der Bereich der Geschwindigkeit mehr in die Nähe der v -Achse fällt. (Fig. 1.)

II. Berechnung nach Formel $P = An^2 \left(1 - C \frac{v}{n}\right)$.

Wir verwenden nun in gleicher Weise die Schraubenzugformel (1) in der Form

$$P = An^2 \left(1 - C \frac{v}{n}\right) = An^2 - Bnv$$

und versuchen, die noch unbekanntenen Konstanten A und C aus Gl. (12) unter Hinzufügung weiterer Annahmen zu bestimmen, da ein zweiter Gleit- und Steigversuch nicht vorliegt²⁾.

Durch Einsetzen der Werte mit Rücksicht auf die Beziehung (12) bekommt man

$$1295^2 A \left(1 - C \frac{99}{1295}\right) \cos 2\frac{3}{4} = 1200 \sin 6\frac{1}{4} +$$

$$+ \left\{ 1200 \sin 6\frac{1}{4} + \left[450^2 A \left(1 - C \frac{101}{450}\right) \cos 2\frac{3}{4} \right] \left(\frac{99}{101}\right)^2 \right\}$$

oder zusammengefaßt mit $\cos 2\frac{3}{4} \approx 1$

$$257 + 85000 AC = 1483000 A \dots (14)$$

oder

$$257 = 1483000 A - 85000 B.$$

¹⁾ Durch Gleichsetzen der Widerstandswerte für Steigen und Gleiten mit Rücksicht auf die wenig verschiedene Geschwindigkeit gelangt man natürlich auf eine Bestimmungsgleichung für C' : $411 - 2,4 C = 304,2 - 2,342 C'$. Die Dezimalstellen sind aber sehr unsicher, und wegen der sehr geringen Differenz der Koeffizienten von C' wird dessen Wert andererseits sehr empfindlich von ihnen beeinflußt.

²⁾ Von einem Doppeldecker älterer Bauart liegen die Daten von einem Steigversuch und 2 Gleitflügen vor:

Versuch	Drehzahl	Fluggeschwindigkeit	Steig- und Sinkgeschwindigkeit	Neigung der Flugbahn ϱ	Neigung der Rumpfachse β	Durchhängen des Rumpfes δ	Wahrer Anstellwinkel α	Komponente der Schwerkraft
Steigen	1350	85 km/h = 23,6 m/s	2,35 m/s	$5\frac{3}{4}^\circ$	$+ 12\frac{1}{2}^\circ$	$+ 6\frac{3}{4}^\circ$	$\sim 12\frac{3}{4}^\circ$	120 kg
I. Gleitflug	560	82 " = 22,2 "	-2,67 "	$-6\frac{3}{4}^\circ$	$+ 3^\circ$	$+ 9\frac{3}{4}^\circ$	$\sim 15\frac{3}{4}^\circ$	140 kg
II. Gleitflug	800	110 " = 30,6 "	-3,85 "	$-6\frac{3}{4}^\circ$	$- 6\frac{1}{2}^\circ$	$+ 1\frac{1}{4}^\circ$	$\sim 4\frac{1}{4}^\circ$	140 kg

Bei diesen Versuchen, mußte wegen der starken Verschiedenheit der Anstellwinkel und der Lage des Flugzeuges zu seiner Bahn die Formel (13) zur Ergänzung der Gl. (12) herangezogen werden. Zur Ermittlung der Anstellwinkel wurde Gl. (11) benutzt, wobei für das Aufdrehen der relativen Windströmung ein kleiner Winkel ε eingeführt wurde. Für letzteren wurde mangels eigener Beobachtungen nach den Versuchen von Hoff als mittlerer Wert brauchbarer von $\varepsilon \approx +2^\circ$ angenommen.

Es ergaben sich hier 2 Gleichungen von der Art wie Gl. (12), welche auf die Konstanten $A = \frac{2,70}{10^4}$ und $C = 7,75$ führen (entsprechend einer »effektiven« Steigung von 2,15 m der Luftschraube).

Am Stande ergab die Luftschraube dagegen eine Zugparabel mit $A' = \frac{2,10}{10^4} n^2$ und ihre effektive Steigung nach Gl. (9) war $H_{eff} = 2,41$ m bei einem Durchmesser von 2,8 m und einer Konstruktionssteigung von 1,85 m.

Selbstredend sind für eine einwandfreie Bestimmung der Koeffizienten A und C eine größere Zahl von Versuchen notwendig, aus denen die wahren Werte durch Ausgleichung festgestellt werden können. Die hier mitgeteilten Versuche verfügten dementsprechend nur über das notwendige Mindestmaß von Daten.

Als erste Annahme wollen wir einmal $A = A'$ setzen, was, wie wir erkannt haben einen zu kleinen Wert von A (und dann auch von C) zur Folge hat, das andere Mal nehmen wir Formel (8) und (9) mit der effektiven Steigung des Propellers zu Hilfe. Es wird dann noch festzustellen sein, ob vielleicht diese beiden Annahmen obere und untere Grenzwerte für die wahre Größe von A und C darstellen.

1. Annahme $A \approx A' = \frac{2,45}{10^4}$, damit wird dann aus Gleichung (14)

$$C = 5,15,$$

und die damit berechnete effektive Steigung $H_{eff} = \frac{1}{0,06 C} = 3,24$ ist jedenfalls zu groß, was nach den Bemerkungen auf Seite 78 erklärlich ist, da ja die Formel (9) für das Bereich der P -Achse ($A = A'$) nicht mehr gilt.

2. Annahme. Die effektive Steigung ist nach Gl. (9)

$$H_{eff} = 2,1 + \frac{2,8}{5} = 2,66 \text{ m.}$$

damit ergibt Formel (8a)

$$C = \frac{B}{A} = \frac{1}{0,06 \cdot 2,66} = 6,26$$

und für A findet man dann aus Gl. (14)

$$A = \frac{2,7}{10^4}.$$

Wir zeichnen nun die den beiden Annahmen entsprechenden Schraubenzuglinien (1) und (2) auf (Fig. 4) für die im Steigen und Gleiten festgestellten Drehzahlen 1295 und 450 und finden, daß diese sich unter flachen Winkeln schneiden, und daß in beiden Fällen im Fluge die erste Annahme die höheren Schraubenzugwerte liefert, während am Stande das umgekehrte der Fall ist.

Um nun zu erkennen, ob es sich hierbei vielleicht schon um obere und untere Grenzwerte handelt, zwischen denen die wahren Werte der Schraubenzugkräfte liegen, betrachten wir weiter eine Reihe von Geschwindigkeitsversuchen im Horizontalflug mit verschiedenen Drehzahlen, bei denen die folgenden zusammengehörigen Werte festgestellt wurden³⁾.

Drehzahlen	1400	1300	1200	1100	1000	Umläufe i. d. Min.
Fluggeschwindigkeit	159	150	137,5	121,3	102	kmh.

Mit den beiden oben gemachten Annahmen sind nun die zugehörigen Schraubenzugkräfte berechnet und in der nachstehenden Zahlentafel III unter 1 und 2, sowie in Fig. 4 in Kurven eingetragen worden.

³⁾ Die Geschwindigkeiten wurden durch Abstoppen längs einer genau bekannten Strecke und nebstbei zur Kontrolle durch ein Anemotachometer festgestellt.

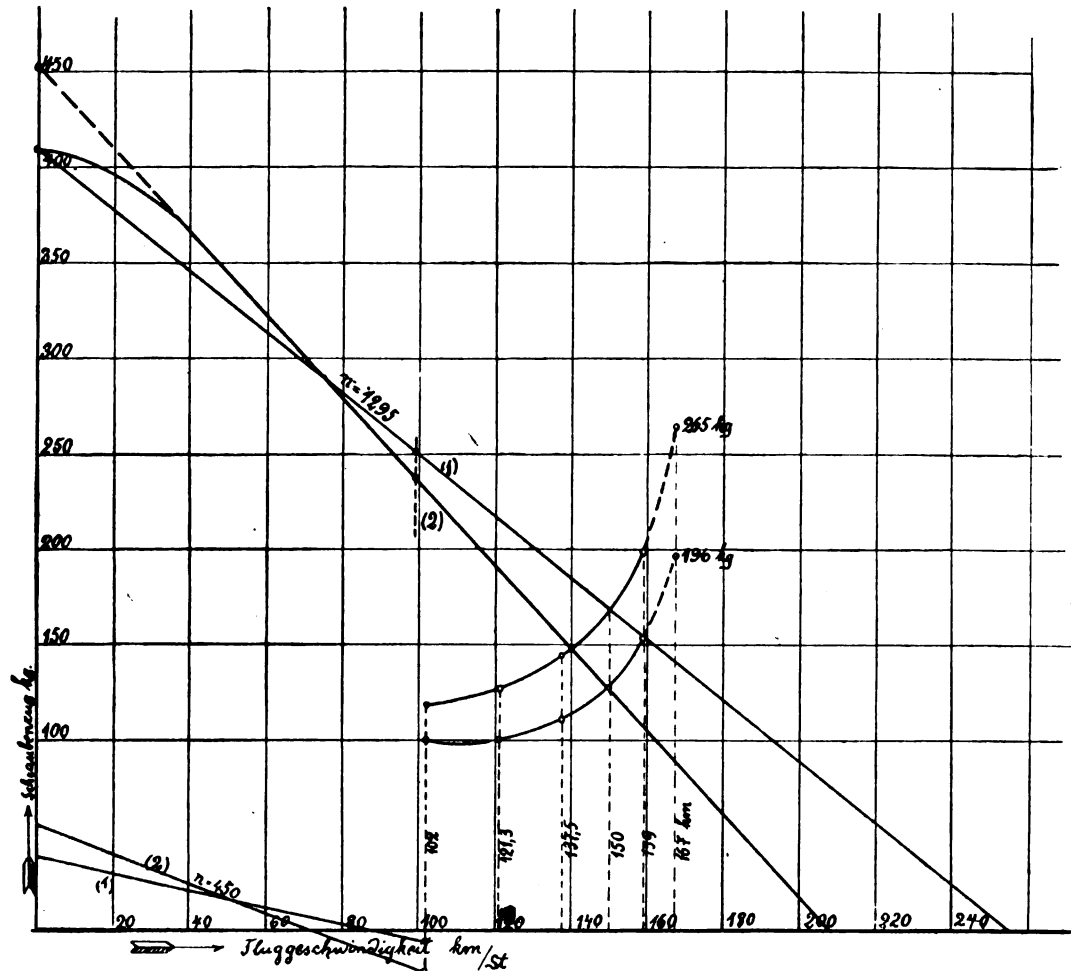


Fig. 4.

Zahlentafel III.

Drehzahl	Fluggeschwindigkeit km h	Schraubenzugkraft nach Annahme		Schraubenzugkräfte und Widerstände nach	
		1.	2.	Formel 20	Formel 21
1400	159	199	153	191	189
1300	150	168	127	163	168
1200	137,5	145	111	143,5	143,5
1100	121,3	128	101,0	124,5	123
1000	102	119	101,0	113	112

Bei der höchsten zulässigen Drehzahl $n = 1400$ gab der Motor beim Horizontalflug noch nicht die volle Leistung, sondern war noch gedrosselt worden, da die gewählte Schraube zu geringe Steigung für sehr große Geschwindigkeiten hatte. Mit einem anderen Propeller (270 cm Durchmesser, 230 cm Steigung) konnte dagegen im Vollgasbetriebe bei 1400 Umdrehungen eine Geschwindigkeit von 167 kmh = 46,5 m/s erreicht werden. Wenn nun vorausgesetzt werden darf, daß der Verlauf der Flugzeugwiderstandskurve auch mit der anderen Schraube nicht wesentlich verschieden sein wird, so läßt sich durch Extrapolieren aus den beiden gezeichneten Widerstandskurven für diese neue Geschwindigkeit ein Widerstand von 265 bzw. 196 kg schätzen.

Danach berechnen sich nun die notwendigen Nutzleistungen in den beiden Fällen zu 164 und 121,5 PS. Die Leistung des Motors betrug, wie schon erwähnt, bei 1400 Umdrehungen im Vollgasbetriebe 204 PS (nach den kurz vor den Flügen angestellten Bremsproben). In den beiden Fällen würde demnach ein Schraubenwirkungsgrad von 80% bzw. 59,5% zu verzeichnen sein²⁾.

¹⁾ Auch für den ansteigenden Flug mit 1295 t/min lassen sich Leistung und Wirkungsgrad für beide Annahmen angeben. Mit den bei 99 kmh errechneten Zugkräften 249 bzw. 236 kg und bei der Motorleistung von 190 PS (Vollgasbetriebe) ergeben sich dafür die Nutzeffekte 48 % bzw. 45,5 %

Zweifellos gibt die erste Annahme viel zu hohe Wirkungsgrade und daher auch Widerstände, die zweite dagegen zu niedrige, da im allgemeinen bei normalen Verhältnissen im Horizontalfluge bei geringem Slip mit 68 bis 72% Wirkungsgrad gerechnet werden darf¹⁾. In der Tat würden wir es dann bei beiden Annahmen mit Grenzwerten zu tun haben, und die wirkliche Schraubenzugformel würde der unteren Grenze ziemlich nahe liegen müssen.

(Schluß folgt.)

Bestimmung des Trägheitsmomentes von Tropfenrohrprofilen.

Von Ingenieur Leo Kirste.

Die im Flugzeugbau verwendeten Stahlrohre mit tropfenförmigem Querschnitt werden meist auf Knickung beansprucht. Für die Festigkeitsrechnung ist es daher notwendig, das axiale Flächenträgheitsmoment des Profilquerschnittes um seine Symmetrieachse zu kennen.

Ist die Profilform geometrisch bestimmt, so läßt sich das Trägheitsmoment entweder auf rein mathematischem Wege durch Integration oder aber durch eine graphische Methode ermitteln. Der erstere Weg ist in den seltensten Fällen möglich, und auch der letztere ist ziemlich zeitraubend. Da überdies die ausgeführten Rohrprofile häufig Abweichungen in

¹⁾ Über die wirklich erreichten Wirkungsgrade von Luftschrauben im Fluge sind in der Literatur nur ganz selten Angaben zu finden, auch über die Abhängigkeit des η von der Fluggeschwindigkeit bzw. vom Slip sind Versuchsergebnisse kaum zu erhalten. Die ausführlichsten finden sich noch in der Arbeit von A. Soden-Fraunhofer: Untersuchungen an Luftschrauben am Stand und in Fahrt beim Luftschiffbau Zeppelin. (Jahrbuch der W. G. L. 1913/14).

der Breite um ± 1 mm aufweisen, was im Trägheitsmoment $\pm 10\%$ ausmachen kann, ist es empfehlenswert, eine Näherungsformel von der Form $I = K \cdot b^3 \cdot \delta$ oder $I = K \cdot b^2 \cdot h \cdot \delta$ zu benutzen, in der I das Trägheitsmoment in cm^4 , b die größte Profildbreite (quer zur Flugrichtung) in cm, h die größte Profillänge (in der Flugrichtung) in cm und δ die Wandstärke, ebenfalls in cm, bedeutet. Der Beiwert K hängt vom Längenverhältnis und Völligkeitsgrad des Profiles ab und hat für die gebräuchlichen Profilformen in der ersten Gleichung ungefähr den Wert 0,6, in der zweiten den Wert 0,3.

Um nun genaue Werte für das Trägheitsmoment zu erhalten, die der wirklichen Ausführung entsprechen, ist es sehr vorteilhaft, die gesuchte Größe unmittelbar durch Schwingenlassen eines vom Profilrohr abgeschnittenen Ringes zu bestimmen.

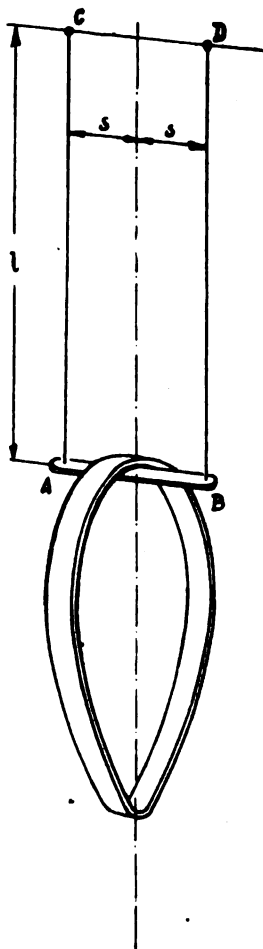


Fig. 1.

Hierzu wird ein Ring von etwa 4 bis 5 mm Höhe (die am ganzen Umfang genau die gleiche sein muß) unter Vermittlung eines kurzen Querstückes AB an zwei Fäden AC und BD aufgehängt und dann in Schwingungen um seine Symmetrieachse versetzt. Bei einer Verdrehung aus der Ruhelage um einen kleinen Winkel φ erzeugen die beiden Fadenspannungen, deren jede gleich dem halben Gewicht des Ringes ist, ein rückdrehendes Moment.

$$2 \cdot \frac{G}{2} \cdot \frac{s \cdot \varphi}{l} \cdot s = \frac{G \cdot s^2 \cdot \varphi}{l}$$

Die Bewegungsgleichung des Ringes ist daher:

$$\frac{d^2 \varphi}{dt^2} = \frac{G \cdot s^2 \cdot \varphi}{l \cdot T}$$

wobei T das Massenträgheitsmoment um die Symmetrieachse bedeutet. Die Bewegungsgleichung eines physikalischen Pendels ist:

$$\frac{d^2 \varphi}{dt^2} = \frac{G \cdot a \cdot \varphi}{T}$$

worin a der Abstand des Schwerpunktes vom Drehpunkt ist. Die beiden Gleichungen gehen ineinander über, wenn man

$$\frac{G \cdot s^2}{l T} \text{ für } \frac{G \cdot a}{T}$$

setzt, was auf die Integration keinen Einfluß hat. Da die Schwingungsdauer eines physikalischen Pendels

$$t = \pi \sqrt{\frac{T}{G \cdot a}}$$

ist, ergibt sich die des Ringes zu

$$t = \pi \sqrt{\frac{T \cdot l}{G \cdot s^2}}$$

woraus

$$T = \frac{t^2 \cdot G \cdot s^2}{\pi^2 \cdot l}$$

Das Massenträgheitsmoment T läßt sich bei geringer Länge des Profilabschnittes angenähert durch das Flächenträgheitsmoment I , die Länge λ und die Dichte μ ausdrücken: $T = I \cdot \lambda \cdot \mu$; ebenso das Gewicht G durch den Querschnitt F , die Länge λ und das spezifische Gewicht $\mu \cdot g$: $G = F \cdot \lambda \cdot \mu \cdot g$. Durch Einsetzen dieser Werte erhält man

$$I = \frac{g \cdot t^2 \cdot F \cdot s^2}{\pi^2 \cdot l} \sim 100 \cdot \frac{t^2 \cdot F \cdot s^2}{l} \text{ (cm, sek.)}$$

Die Bestimmung des Querschnittes erfolgt am einfachsten nach der Formel $F = (U - 3,14 \delta) \cdot \delta$, in der U den Außenumfang (durch einen herumgelegten Papierstreifen gemessen) und δ die Wandstärke bedeutet.

Beispiel: Profil $90 \cdot 40 \cdot 1,5$,

$$U = 208 \text{ mm}, F = 3,04 \text{ cm}^2;$$

$$s = 1 \text{ cm}, l = 10 \text{ cm}, t = 0,435 \text{ Sek.},$$

$$I = 100 \cdot 0,189 \cdot \frac{3,04 \cdot 1}{10} = 5,75 \text{ cm}^4.$$

Das englische Königliche Fliegerkorps.

Der Untersuchungsausschuß über Verwaltung und Führung des Königlichen Flieger-Korps (*R.F.C.*) hat am 17. November 1916 seinen 'Schlußbericht erstattet¹⁾. Er umfaßt 174 Paragraphen in etwa 20 eng gedruckten Spalten. Wir versuchen, das Wichtigste kurz wiederzugeben.

Vor dem Kriege besaß das R.F.C. 179 Flugzeuge, davon 66 außer Landes, vom Rest nur etwa 20 in kriegsbrauchbarem Zustand. Es ist seitdem mehr als 20fach vermehrt und wächst noch beständig. Jeder Flugzeugführer muß Offizier sein oder wird es bald. Hierauf wird seitens der Führung großer Wert gelegt. Nachwuchs ist stets reichlich vorhanden. Die Beobachter sind meist, aber nicht alle, aus den Armeeoffizieren entnommen.

Die wichtigsten Anklagen richten sich gegen die Ausrüstung des R.F.C. Diese Aufgabe wurde durch Armee-Befehl vom 28. August 1913 einem 'Militär-Luft-Fahrt-Direktorat' übertragen mit General Henderson als Generaldirektor. Dieser ist auch Oberbefehlshaber des R.F.C. und bis heute in dieser Stellung. Das Direktorat ist also verantwortlich für

- A. die Wirksamkeit des R.F.C. als Luftstreitkraft des Landheeres,
- B. seine Ausstattung und deshalb
- C. die Königliche Luftfahrzeug-Fabrik (*R.A.F.*), ferner
- D. das Inspektions-Departement.

Die Königliche Luftfahrzeug-Fabrik (*R.A.F.*) ist besonders stark angegriffen worden. Über ihre innere Verwaltung hat eine besondere Untersuchung stattgefunden durch einen unabhängigen Ausschuß, in deren Folge der frühere Vorstand, ein Oberstleutnant, durch einen Ingenieur (Henry Fowler) ersetzt wurde. Die besonderen Anschuldigungen gegen die R.A.F. scheiden also hier aus. Die Anschuldigungen gegen die Führung des R.F.C. werden getrennt behandelt nach

1. Allgemeine Anschuldigungen.
2. Besondere Anschuldigungen.

¹⁾ Abgedruckt u. a. in The Aeroplane vom 27. Dez. 1916.

Allgemeine Anschuldigungen:

1. Mangel an Voraussicht in bezug auf Beschaffung brauchbarer Flugzeuge und Motoren.

Ungenügende Bereitschaft des R.F.C. vor dem Kriege ist unbestreitbar, aber dadurch entschuldigt, daß niemand die Bedürfnisse dieses Krieges voraussehen konnte.

Besonders wird über ungenügende Beschaffung von Motoren, auch im Verlauf des Krieges, geklagt. Dazu wird festgestellt: Bei Ausbruch des Krieges waren nur Motoren bis zu 80 PS verfügbar, bald darauf erschien der Canton-Unné (Salmson) von 140 PS und der 90 PS R.A.F.-Motor, ferner der 120 PS Beardmore, davon der 90 PS R.A.F. in bei weitem größter Anzahl. Später erhielt das R.F.C. den 100 PS Monosoupape und den 110 PS Le Rhône, diese in geringer Anzahl. Noch später den 110 PS Clerget. Ganz neuerdings kam der 140 PS R.A.F. und der 160 PS Beardmore (ursprünglich als Austro-Daimler bekannt) und der 250 PS Rolls-Royce. Von diesen Hochleistungsmotoren sind bisher nur wenige geliefert; aber die Lieferungen steigen, und jetzt sind weitere Hochleistungsmotoren in Sicht. Tatsächlich hat das R.F.C. sich aber im wesentlichen mit Motoren nicht über 90 PS, zusammen mit wenigen etwas stärkeren begnügen müssen.

Dieser Zustand war offenbar unbefriedigend. Aber der Motorenwettbewerb im Frühjahr 1914 hatte unter 67 Motoren nur wenige über 125 PS hervorgebracht, und nur 9 bestanden die Prüfung. Den Preis gewann der 100 PS wassergekühlte Green-Motor. Nur ein Motor von 120 PS und kein stärkerer bestand die Prüfung. Die R.A.F. war vor dem Kriege mit der Konstruktion eines 200 PS wassergekühlten Motors beschäftigt, da General Henderson den Bedarf von Hochleistungsmaschinen voraussah. Auf seine Veranlassung wurde die R.A.F.-Konstruktion der Rolls-Royce-Gesellschaft und der Firma Napier zur Fortführung übergeben. Erstere lehnte ab und konstruierte unabhängig den 250 PS Roll-Royce-Motor. Die Napier-Gesellschaft bearbeitete die R.A.F.-Konstruktion weiter unter Mitwirkung der R.A.F. Daraus ist der jetzt in Prüfung befindliche 200 PS-R.A.F.-Motor hervorgegangen. Die Lieferung des Rolls-Royce-Motors hat sich ohne Schuld des Generals Henderson verzögert, ebenso, wohl infolge der gemeinsamen Arbeit, die Lieferung des R.A.F.-Napier-Motors.

Die Anschuldigung mangelnder Voraussicht ist demnach unbegründet.

2. Zu blindes Vertrauen auf die R.A.F. Es wird u. a. behauptet, der 200 PS-R.A.F.-Napier-Motor sei in großen Mengen bestellt worden, bevor er die Prüfung bestanden habe. Die Bestellung von besseren Motoren und von besseren Flugzeugen sei verzögert worden. Ferner alle besseren Motoren seien der R.A.F. vorbehalten und keiner der Privatfirmen zugeteilt worden.

Die angebliche Verzögerung betrifft den 110 PS-Clerget-, den 110-Le Rhône- und den Hispano-Suiza-Motor. Alle diese Maschinen sind als gut zugelassen und jetzt in beträchtlichen Mengen bestellt. Einige Verzögerungen haben stattgefunden. Die Verzögerungen in Flugzeugbestellungen betreffen das Bristol-Erkundungs-Flugzeug, den Nieuport- und den Sopwith 1½ Stiel. Ein Verschulden des R.F.C. ist nicht festzustellen.

(Anmerkung des »Aeroplane«: der 1½ Stiel war schon im Juni 1915 vorhanden, wurde aber erst am 20. Dezember 1915 bestellt und in Mengen erst spät in 1916, infolge der Agitation gegen die R.A.F.)

Betreffend den Hispano-Suiza-Motor verschleppten sich die Verhandlungen seit dem 3. November 1915. Aber damals war erst ein Typ von 150 PS vorhanden und der 200 PS noch in Entwicklung. Beim 110 PS-Le Rhône lag die Verzögerung in der Schwierigkeit der Herstellung. Frankreich brauchte die gesamten Lieferungen selbst. Vergleichsversuche zwischen 110 PS-Le Rhône und dem 110 PS Clerget dauerten längere Zeit. Aber es ist ein unnötiger Zeitverlust von etwa 12 Monaten entstanden, seitdem man den 110 PS-Le Rhône hätte haben können. Daß der 200 PS-R.A.F.-Napier-Motor in großen Mengen bestellt worden ist, bevor er sich bewährt hatte, ist Tatsache. Hier wird ein Mißgriff der Leitung zugestanden. Eine Benachteiligung der Privatfirmen wird bestritten. Verschiedene Firmen sind mit dem Bau von Versuchsmaschinen auf Regierungskosten betraut, daraus ist z. B. das De Havilland-

Erkundungsflugzeug hervorgegangen. Verschiedene Firmen sind zum Bau von Hochleistungs-Flugzeugen veranlaßt worden, auch mit verschiedenen Typen des Green-Motors, aber alle bisher ohne Erfolg.

Die Vereinigung der Verantwortlichkeit für das R.F.C. als Kampftruppe zugleich mit dem Beschaffungsamte und der R.A.F. bietet für derartige Anklagen starke Angriffspunkte und bildet eine unhaltbare Stellung.

3. Der R.A.F. wird nachgesagt, daß sie gleichzeitig im Wettbewerb steht mit Privatfirmen und Richter ist über deren Erzeugnisse.

Dagegen wird festgestellt: Die R.A.F. hat nur Versuchsflugzeuge gebaut, ausgenommen einmal aushilfsweise 50 Stück Flugzeuge zur Unterstützung einer Privatfirma zur Erfüllung ihrer Aufträge.

Richtig ist nur: Die R.A.F. konstruiert Flugzeuge und Motoren; private Konstruktionen werden ihr vorgelegt und private Erzeugnisse von ihr geprüft; also nur in Frage der Konstruktion ist sie beides, Wettbewerber und Richter. Dabei werden jedoch nicht vollständige Zeichnungen, sondern nur kleine Pläne von den Privatfirmen der R.A.F. vorgelegt, und das hat zu dem Mißverständnis geführt. Indessen hat niemand vom Stabe der R.A.F. eine Stimme bei der Auswahl der Flugzeuge oder Motoren zur Bestellung. Die Entscheidung hat General Henderson, und er hat einen besonderen beratenden Stab, der ihm auf Grund vorgängiger Untersuchungen berichtet. Das Verfahren ist so, daß allgemeine Anordnungszeichnungen der Behörde des Generals Henderson vorgelegt und von technischen Offizieren geprüft werden, darunter ein erfahrener Flugzeugführer. Das Inspektions-Departement wird auch zu Rate gezogen. Mit allen diesen Beurteilungen werden die Zeichnungen schließlich dem General Henderson zur Entscheidung vorgelegt. Die Prüfung fertiger Flugzeuge findet in der Zentral-Flieger-Schule, durch deren Befehlshaber und seine Offiziere wie den Hauptinspekteur der Luftfahrzeuge statt. Flugzeuge von der R.A.F. werden in gleicher Weise erprobt. Motoren privater Konstruktion werden in der R.A.F. geprüft.

Diese Sachlage bedingt immerhin, daß bei aller Vermeidung direkten Einflusses der R.A.F. auf die Auswahl der zu bestellenden Flugzeuge und Motoren die meisten Berater des Generals Henderson dem Departement angehören, dem die R.A.F. untersteht. Solange das so bleibt, wird das bittere Gefühl der Industrie wegen ungleicher Behandlung ihrer Entwürfe und Erzeugnisse schwer zu beseitigen sein.

4. Die R.A.F. soll ein Undienst und kein Dienst für das R.F.C. gewesen sein, insofern sie nur unzulängliche Flugzeugkonstruktionen hervorgebracht habe.

Manche Fehlschläge sind unbestreitbar und bei Versuchen unvermeidbar. Viele Konstruktionen haben aber anerkannt Gutes geleistet. Der B.E.2c war ein großer Fortschritt. Der F.E. ist gut. Der B.E. ebenso. Hauptleistung der R.A.F. war aber der B.E.2c mit dem 90 PS-R.A.F.-Motor. Diese Vereinigung war in viel größerer Zahl in Gebrauch als irgendwelche andere. Zu jener Zeit kam als einziger Motor englischen Ursprungs daneben nur der Green-Motor in Betracht, zu dem bisher niemand ein befriedigendes Flugzeug gebaut hat. Es gab überhaupt kein Flugzeug mit innerer Stabilität aus privater Konstruktion. Der B.E.2c war kräftig, fliegerisch sehr gut, die Zeichnungen waren vollständig. Letzter Umstand ermöglichte es, viele ganz neue Fabriken zum Bau heranzuziehen, die es sonst nicht gekonnt hätten. In diesem stark umfochtenen Punkte ist das Urteil des leitenden Ingenieurs der Daimler-Gesellschaft (Berriman) treffend: Der R.A.F.-Motor und das B.E.2c-Flugzeug haben ihre Mängel, aber sie bilden eine Vereinigung, die ein Werkzeug geworden ist, das Flieger-Korps zu unschätzbaren Diensten in Frankreich zu befähigen.

Die Ankläger behaupten z. B., Flugzeuge mit Zugschrauben seien wertlos für Nachtflüge, und es sei unverantwortlich von den Behörden, Nachtflüge auf solchen zu gestatten. Dagegen ist festzustellen: alle 3 Luftschiffe, die in den Nächten vom 2. und 23. September und 1. Oktober in Flammen heruntergeholt wurden, sind durch Flieger auf B.E.2c-Maschinen mit R.A.F.-Motoren abgeschossen worden. Für Nachtflüge sind stabile Maschinen ein erstes Erfordernis, und gegenwärtig sind dazu nur der B.E.2c, ein Zugschraubenflugzeug, und der

F.E.2b, ein Druckschraubentflugzeug, im Gebrauch, beide von hoher Stabilität.

Die an Fabriken ausgegebenen Zeichnungen der B.E.2c sollen nachträglich in sehr vielen Einzelheiten geändert worden sein, was Verzögerungen und Irrungen verursacht habe. Das war zum Teil die Folge eigener Bedürfnisse, Ansichten und Einwände der Firmen, denen man die Anweisungen bis in alle Einzelheiten aufs genaueste geben wollte. Es wäre besser gewesen, ihnen freiere Hand zu lassen.

Die R.A.F. soll Privatfirmen entmutigt haben. Das ist auf unzureichenden Takt einiger untergeordneten Beamten zurückzuführen. Im ganzen hat die R.A.F. alles getan, den Firmen bestens zu helfen.

Die R.A.F. soll private Entwürfe zu eigenem Gebrauch kopiert haben. Das ist in einem bedauerlichen Fall tatsächlich festgestellt. Sobald die maßgebende Stelle davon erfahren, ist es sofort eingestellt, und die unberechtigten Zeichnungen sind vernichtet worden.

Flieger und Beobachter sollen ungenügend geschult worden sein. Bei dem gewaltigen Fliegerbedarf bei Anfang des Krieges mögen manche mit unzureichender Erfahrung ins Feld gesandt worden sein, das war unvermeidlich. Das R.F.C. ist deshalb nicht zu tadeln. Die jetzige Schulung ist vorzüglich. Nur fehlt es noch etwas an Lehrern und Schulflugzeugen; daher gibt es noch lange Wartelisten für angehende Führer. Alles mögliche ist geschehen, die Ausbildung zu beschleunigen.

Für Luftkämpfe gab es bis September 1915 keine Schule; Dann wurde eine kleine in Hitle errichtet. Es fehlte allerdings an Maschinengewehren, aber die Schule hätte früher und besser eingerichtet werden können. Das vielfache Versagen der M.-G. und das ungenaue Schießen hätte früher bekämpft werden müssen.

Private Fliegerschulen sind soweit als möglich ausgenutzt worden.

Die Beobachter-Ausbildung ist jetzt leidlich genügend, ausgenommen im M.-G.-Gebrauch und Luftkampf. Die Wichtigkeit der Beobachter kann nicht überschätzt werden. Seine Tätigkeit ist nach maßgebenden Urteilen schwieriger und nervenaufreibender als die des Flugzeugführers. Er muß allgemeine militärische Kenntnisse, artilleristische Sonderkenntnisse, Übung im Photographieren, Bombenwurf und M.-G.-Schießen vereinigen. Es fehlt an genügender Ermutigung durch Beförderungsaussichten, wenn er nicht Flugzeugführer wird. Deshalb gehen oft die besten Beobachter der Front verloren, um sich in der Heimat zum Führer ausbilden zu lassen. Das künftige Ideal sollte sein durch Beförderungsmöglichkeit ermutigt werden, Beobachter zu bleiben. (Anmerkung des «Aeroplanes»: Neuerdings sind Beobachter berechtigt, Abteilungsführer zu werden, ohne Flugzeugführer zu sein.)

5. Für die Heimatsverteidigung sollen verwirrte und unzureichende Maßnahmen getroffen worden sein. Das betrifft die Frage, ob Armee oder Marine für die Heimatsverteidigung verantwortlich wäre. Tatsächlich war bis Mitte Februar 1916 die Marine allein verantwortlich. Seitdem ist die Verantwortung geteilt. Die Marine ist verantwortlich, bis der Feind unsere Küsten erreicht. Dann ist die Armee verantwortlich. Selbstverständlich läßt ein Marineflieger von der Verfolgung nicht ab, wenn der Feind die Küstenlinie überfliegt, und umgekehrt.

Das R.F.C. ist nicht für die Fliegerabwehrgeschütze verantwortlich, ebenso wenig für die mit ihnen zusammen arbeitenden Scheinwerfer. Es hat jetzt aber eigene Scheinwerfer überall neben den eigenen Heimatsabwehrflugzeugen. Der Schutz von London steht unmittelbar unter dem Oberbefehlshaber für Heimatsverteidigung. In anderen Gebieten hat dieser nur die Oberaufsicht. Sie stehen unter besonderen Armeed-Offizieren.

Bekanntlich sind Heimatsabwehrflugzeuge und Führer nicht auf jedem Flugplatz stationiert, sondern sie sind auf verschiedenen Hauptplätzen vereinigt nach einem wohlüberlegten Plan.

5. Verlust der Vorherrschaft in der Luft. Diese Anschuldigung betrifft einen Zeitraum von etwa 6 Monaten, beginnend Oktober 1915, als die deutschen Fokker-Maschinen auftraten. Bis dahin gab es praktisch kaum Luftkämpfe. Als die Fokkers kamen, erkannten wir zu langsam den Wechsel und hatten

nicht rasch genug Mittel zum Schutz unserer Beobachtungsflugzeuge. Z.B. gab es in der ersten Hälfte des März 12 Todesfälle. Aber die deutschen Verluste während der fraglichen 6 Monate waren schwerer als unsere, obwohl es nach allen Angaben sicher ist, daß britische Flieger viel mehr über deutschen Linien wirkten, als deutsche über unseren. Der B.E.2c war unser Hauptbeobachtungsflugzeug und litt am meisten von den Fokkers. Er war nicht so schnell und wenig und brauchte Begleitung durch Kampfflugzeuge, die er jetzt erhält.

Die Frontberichte über den Umfang des Verlustes an Vorherrschaft in der Luft widersprechen sich seltsam. Das kommt von der Länge der Front und der Verschiedenartigkeit der Verhältnisse an verschiedenen Stellen. An manchen Stellen dauerte es zu lange, bis wir dem Fokker ebenbürtige Maschinen zahlreich genug hinausbrachten. Unser zeitweiliger Verlust an Vorherrschaft ist aber grob übertrieben worden. Etwas Wahres war immerhin daran. Mit unseren neuen Flugzeugen ist unsere ursprüngliche Vorherrschaft mehr als wiedergewonnen

7. Verschiedene Mängel an Flugplätzen und Landungsplatz-Beleuchtung. Die Beschwerden betreffen meist die Anfangszeit des Krieges und sind längst behoben. Wegen unzureichender Größe kann nur ein Flugplatz noch bemängelt werden, der nur 500 × 460 Yards (470 × 420 m) groß ist. Das ist, nach anderen Flugplätzen zu urteilen, allerdings wenig, aber doch noch leidlich ausreichend. An Bodenbeschaffenheit sind jetzt alle Flugplätze genügend. Nachtflüge sind tunlichst verboten auf Flugplätzen, wo der Boden irgend welche besonderen Schwierigkeiten bietet. Das britische Beleuchtungssystem soll schlechter sein als das französische und das deutsche. Es besteht aus Petroleum-Brennern, das französische ist dagegen elektrisch. Die Deutschen sollen starke, leicht abgedeckte Scheinwerfer benutzen, die gegen den Wind am Platz entlang stehen. Näheres über das britische und französische System kann hier nicht gesagt werden. Aber nach übereinstimmender Erklärung ist die gelbliche Flamme der Petroleumbrenner bei dickem Wetter leichter zu sehen als elektrisches Licht, auch wenn dieses durch gefärbtes Glas strahlt. Neuerliche Versuche mit einem sogenannten Triplex-Glas-Landungslicht haben die Überlegenheit der Petroleum-Brenner erwiesen.

8. Unzureichende Bewaffnung der Flugzeuge.

Infolge allgemeinen M.-G.-Mangels zu Anfang des Krieges dauerte es bis März oder April 1915, ehe die Flugzeuggeschwader an der Front $\frac{1}{5}$ ihres M.-G.-Bedarfes erhielten. Für den Heimatsbedarf dauerte es noch viel länger. Die Leitung des R.F.C. trifft hierin keine Schuld.

Damit sind die «allgemeinen Anschuldigungen» erledigt. Es folgt eine große Reihe besonderer Anschuldigungen, von denen noch einzelnes von Interesse ist.

Verlumpfte Flugzeuge («Dud-machines»). Auf schadhaften Flugzeugen aus Frankreich nach Hause zu fliegen soll öfters erlaubt worden sein, weil die Führer rasch nach Hause wollten. Eine Reihe solcher Fälle sind festgestellt. Abteilungsführern usw. muß es zur strengen Pflicht gemacht werden, daß selbst bei kurzen Flügen kein Leichtsinns waltet.

«Weihnachtsbaum-Maschinen», mit allen möglichen Apparaten überlastet, sollen zugelassen worden sein. Auch das kam früher öfters vor infolge Übereifers einzelner Führer. Es ist längst verboten. Von den 4 Hauptlasten (Bomben, M.-G., F.-T., Lichtbildgerät), darf kein Führer jetzt mehr als 2 gleichzeitig mitnehmen.

Amerikanische Flugzeuge zu kaufen soll versäumt worden sein. Das war nach den stattgehabten Prüfungen durchaus gerechtfertigt. Englische Flugzeugfirmen sollen nicht genügend ausgenutzt worden sein. Zu Anfang des Krieges waren die in Betracht kommenden Fabriken durch ein Übereinkommen zwischen R.F.C. und Marine-Flugdienst geteilt. Die Firma Sunbeam war der Marine zugeteilt und hat ein gutes Hochleistungsflugzeug herborgebracht. Vauxhall ist mit Munitionserzeugung beschäftigt worden. Nach Übereinkommen mit dem Munitionsministerium kann diese Firma jetzt für Motoren-Fabrikation freigegeben werden. Sie wird zur Herstellung von Rolls-Royce-Motoren oder 200 PS R.A.F.-Motoren in Reserve gehalten. Diese Maßnahme ist zu billigen, abgesehen davon, daß es nicht ratsam erscheint, den 200 PS R.A.F.-Motor weiter zu bestellen, bevor er sich vollständig bewährt hat. Bezüglich des Rolls-Royce-Motors griff die Admiralität ein mit großen

Aufträgen. Deshalb beantragte die Fabrik weitere Ausdehnung General Henderson suchte das zu vermitteln, aber es scheiterte an unannehmbaren Bedingungen der Rolls-Royce-Gesellschaft. General Hendersons Verhalten wird gebilligt. Es ist sicher gut, nicht ganz von einer Motoren-Fabrik abzuhängen und im Hinblick auf Arbeitsstörungen, Zeppelin-Angriffe und sonstige Ereignisse, nicht »alle Eier in einem Korbe« zu haben. Die Verhandlungen mit der Rolls-Royce-Gesellschaft kennzeichnen die Beschaffungsschwierigkeiten großer Mengen von Motoren von privater Herkunft, eine Schwierigkeit, die bei den R.A.F.-Motoren nicht vorhanden ist.

Unstimmigkeiten zwischen R.F.C.- und Marineflugdienst-Vertretern in Paris. In den ersten Kriegszeiten hat es unerbauliche Reibungen der beiderseitigen Vertreter in Paris beim Ankauf französischen Materials gegeben. Seither geschieht der Ankauf durch einen gemeinsamen Vertreter. Das hätte schon früher eingerichtet werden können.

Die Zeppeline müßten in ihren Heimatshäfen vernichtet werden. Die Schwierigkeit liegt an den weiten Entfernungen. Aber jetzt kommen Hochleistungsflugzeuge in großer Zahl heraus, und das R.F.C. wird sowohl hinsichtlich Flugstrecke als Tragfähigkeit besser ausgestattet sein. Die Entscheidung liegt aber nicht beim R.F.C., sondern beim Oberbefehl der Armee in Frankreich.

Doppel-Steuerung, zwecks Aushilfe des Beobachters, um die Maschine landen zu können, wenn der Führer versagt. Das frühere Bedenken, daß der Beobachter durch unzeitigen Eingriff Unfälle herbeiführen könnte, wird mit der Zeit hinfällig; jetzt herrscht bei den Flugzeugführern eine günstigere Meinung gegenüber diesem Gedanken. Ernste technische Schwierigkeiten bestehen nicht. Der zweite Steuergriff kann abnehmbar sein, mit Bajonettverschluß und braucht erst bei Bedarf eingesetzt zu werden. Die Beobachter müssen dann allerdings einige Vorübung erhalten. Es war gut, diese Frage ruhen zu lassen bis sich die Flugzeugführer mit dem Gedanken ausgesöhnt haben. Der wachsenden Meinung zugunsten der Doppelsteuerung wird beigestimmt. Bei der Leitung des R.F.C. besteht, wie festgestellt ist, kein Bedenken hiergegen.

Unsere Karten sollen schlecht gewesen sein. Deshalb soll z. B. Leutnant Littlewood am 31. Mai nach Lille verfliegen und gefangen worden sein. Die R.F.C.-Leitung trifft daran keine Schuld.

Die Kompassse sollen ungenügend gewesen sein. Das liegt an den großen Schwierigkeiten. Keiner der früheren Kompassse war bei den scharfen Wendungen und Drehungen des Flugzeuges brauchbar. Erst kürzlich ist ein befriedigender Kompaß erfunden worden.

Die Höhenmesser sollen auf Höhen bis 10000 Fuß (3000 m) beschränkt gewesen und darüber geplatzt sein. Der Mangel war zeitweilig unvermeidbar infolge der gewaltigen Steigerung der Flughöhe, als Flugzeuge noch bei mehr als 6000 Fuß Höhe von Abwehrkanonen getroffen wurden.

Das General Henderson gegen den Bau von Luftschiffen gewesen sei und General Trenchard ungenügende Übung im Fliegen gehabt habe, ist ganz unzutreffend.

Es soll übermäßig geflogen worden sein, um Rekorde zu schaffen. Berichte über die täglichen Flugleistungen der Frontabteilungen und der einzelnen Flugzeuge sind notwendig, um die Leistungen, die Lebensdauer der Flugzeuge und Motoren zu beurteilen und Mängel an einzelnen Typen im Vergleich mit anderen als Grundlage des Fortschrittes feststellen zu können. Mißbräuche sind möglich, aber nicht zu vermeiden.

Beim Angriff eines deutschen Seeflugzeuges auf Dover am 31. Januar 1916 soll kein Flugzeug zur Abwehr aufgestiegen sein. Dover ist ein Kriegshafen, untersteht deshalb der Marine. Das R.F.C. hat dort nur einen Übungsplatz. Zufällig war General Henderson an dem Tage zur Inspektion dort. Der diensthabende Flugzeugführer stieg sofort zur Verfolgung des deutschen Seeflugzeuges auf, dicht gefolgt von 2 Marineflugzeugen und diese wieder von anderen Armeeflugzeugen. Sie wurden von Dover aus nicht gesehen infolge der genommenen Richtung. Der Tag war dunstig und der Deutsche 8000 Fuß hoch. Daher konnte er nicht gefaßt werden. Es scheint sogar, daß die Abwehrgeschütze auf eines der britischen Marineflugzeuge geschossen haben.

Am Tage nach Pemberton-Billings Wahl ins Unterhaus sollen 74 Flugzeugführer zu weiterer Schulung nach Hause geschickt worden sein. Das ist wohlgemeinter Klatsch.

In der Nacht vom 31. Januar 1916 sollen 14 oder 15 Maschinen zwecklos ausgesandt und 3, der Führer getötet worden sein! Dem liegt folgender Sachverhalt zugrunde: Es war ein Zeppelin-Angriff auf London als drohend gemeldet und der Aufstieg von Patrouillen um 7,35 und 9 Uhr abends befohlen, jedoch mit ausdrücklichem Zusatz: »falls das Wetter erlaubt«. Diese Art des Befehls ist kennzeichnend gegenüber dem Gerede von peremptorischen Befehlen, die aus dem R.F.C.-Hauptquartier immer ohne jede Rücksicht auf das Wetter gegeben würden. An den meisten Plätzen unterblieben die Aufstiege wegen Bodennebels. Eine Anzahl der eifrigsten Flieger stiegen jedoch auf, und bei den Landungsversuchen wurden 11 Maschinen beschädigt oder zerstört, 4 Führer verletzt, davon 2 tödlich.

Das De Havilland-Geschwader wurde am 25. März 1916 vernichtet! Damals wurden 12 schnelle Einsitzer schleunigst in Frankreich gebraucht. Die ausgesandten Flugzeuge mit wenig vorgeübten Führern auf den neuartigen, schwer zu fliegenden Maschinen gerieten in einen Schneesturm und verunglückten größtenteils. Andere wurden nachgesandt, so daß im ganzen 26 oder 27 verbraucht wurden, davon 4 vollständig zerstört, der Rest mehr oder weniger beschädigt; zum Glück nur 2 Führer leicht verletzt. 6 von den Maschinen waren ohne Kompaß. Es ist ernst zu beanstanden, daß nach einem Unglück solchen Umfanges keine formelle Untersuchung stattgefunden hat. Das hätte sofort geschehen müssen. Daß kein Menschenleben verloren ging, ist in Anbetracht des großen Materialschadens keine Entschuldigung für die Unterlassung. Der Fall ist bei weitem zu leicht genommen worden.

Ein F.E.2d-Flugzeug mit Rolls-Royce-Motor ist am 31. 5. 16 in Lille bei den Deutschen gelandet!

Die Maschine, eine neue Konstruktion von höchsten Aussichten, kam von Farnborough (Sitz der R.A.F.). Dort sind besondere »Föhre-Flieger« in Dienst, um Flugzeuge nach St. Omer in Frankreich zu fliegen und zurück. Aber statt eines solchen flog der Leutnant Littlewood, ein guter Flieger, der aber noch niemals nach Frankreich geflogen war. Schuld daran ist ein unaufgeklärtes telephonisches Mißverständnis mit dem Kriegsministerium. Der verlorene Rolls-Royce-Motor war erst der zweite seiner Art, der nach Frankreich ging. Es ist festgestellt, daß bei der irrtümlichen Ankunft in Lille das Flugzeug beschossen und schwer beschädigt wurde. Das widerlegt die Behauptung, es sei unbeschädigt dem Feind ausgeliefert worden. Als Beobachter ist unbefugterweise ein Stabsoffizier mitgeflogen, der auf diese Weise seinen Urlaub um einen Tag verlängert hat. Das Ereignis deckt einen schweren Systemfehler auf: Es sollen vielfach solche telephonischen Befehle gegeben werden ohne Niederschrift. Schriftliche Aufzeichnung des Wortlautes empfangener Telephonbefehle mit dem Namen der erteilenden Person sollte unbedingte Vorschrift sein. Ohne solche Niederschrift läßt sich keine Verantwortung feststellen.

Abschließend macht der Untersuchungs-Ausschuß folgende

Verbesserungsvorschläge:

I. Das Wichtigste ist, die Ausrüstung des R.F.C. völlig von dessen Oberbefehl zu trennen. General Henderson als Befehlshaber des R.F.C., verantwortlich zugleich für die kämpfende Truppe und als General-Direktor der Militär-Luftfahrt für deren Ausrüstung ist in einer unmöglichen Stellung bei der jetzigen Ausdehnung der R.F.C. und besonders im Hinblick auf dessen wahrscheinliches weiteres Wachstum. Kein ersichtlicher Grund hindert sofortige Änderung. Im Direktorat der Militär-Luftfahrt gibt es genügend erfahrene Offiziere, die Ausstattung unabhängig zu übernehmen.

Ob eines Tages ein vereinigter Luftdienst aus R.F.C. und Marine gebildet wird, steht dahin. Indessen kann das nicht hindern, ein einheitliches Beschaffungsamt zu bilden, welches den beiderseitigen Luftdienst zu bedienen hat. Zweifelloß würde einige Eifersucht zu bekämpfen sein; aber das dürfte die höchst notwendige Reform nicht hindern. Den denkbar strengsten Beleg für die Notwendigkeit einheitlicher Beschaffung bildet die Tatsache, daß zu Beginn des Krieges die den

beiden Dienstzweigen zur Verfügung stehende Industrie unter sie verteilt war, ohne jede Möglichkeit, zu erkennen, wie sich die Teilung in der Praxis bewähren würde, eine Teilung, die tatsächlich zu großen Schwierigkeiten geführt hat. Auf die Reibungen zwischen den beiderseitigen Vertretern in Frankreich und deren Beseitigung durch Einsetzung eines Offiziers für beide wird erneut hingewiesen. Ein vereinigttes Beschaffungs-Amt würde Eifersucht und Reibungen zwischen den beiden Diensten beseitigen und die Leistungsfähigkeit steigern.

II. Beibehaltung der R.A.F. erscheint wichtig. Man soll sie aber nicht zu einer gewerblichen Fabrik werden lassen, sondern ihre Tätigkeit begrenzt lassen, wie es gegenwärtig der Fall ist, auf die folgenden fünf Aufgaben:

1. Prüfung und Versuche,
2. Forschung,
3. Ausarbeitung von Zeichnungen,
4. Reparaturen,
5. Herstellung von Ersatzteilen.

Die R.A.F. wird unter Aufsicht des Beschaffungsamtes der Militär-Luft-Fahrt stehen müssen. Wenn dieses Amt vollständig vom R.F.C. getrennt wird, so wird hoffentlich die Gewerbe-Eifersucht der R.A.F. größtenteils verschwinden.

Die Prüfung von Flugzeugen und Motoren sowohl aus privater wie von R.A.F.-Konstruktion sollten durch das R.F.C. ausgeübt werden, z. B. in der Zentral-Flieger-Schule, ganz unabhängig vom Beschaffungsamt in allen seinen Zweigen. Dazu müssen seinem Stabe wahrscheinlich Maschinen-Ingenieure höheren Ranges zugeteilt werden.

III. Es wird für die Kriegsdauer empfohlen, bis die wünschenswerten Auswechselbarkeit zwischen Beobachtern und Führern erreicht ist, Beobachter zur Beförderung zuzulassen, ohne Führer zu sein. Ein Beobachter-Korps sollte gebildet werden mit ordnungsmäßigem Beförderungsgang unter ihnen selbst.

IV. Selbstverständlich sich ergebende Hinweise, z. B. auf straffere Disziplin in der Instandhaltung von Schulmaschinen braucht nicht wiederholt zu werden.

Zum Schluß spricht der Untersuchungs-Ausschuß der Leitung des R.F.C. hochlobende Anerkennung aus für die Leistungen, denen gegenüber die in mikroskopischer Untersuchung aufgedeckten Mängel völlig verschwinden.

Berichtigung

zum Aufsatz »Französische und englische Militär-Flugzeuge«, Heft 7/8.

Das Klischee der Fig. 16 ist vertauscht. Dieses Klischee stellt ein französisches Groß-Flugzeug des Typ Dorand mit zwei 110 PS Le Rhône-Motoren dar. Dieser Doppeldecker wird von der französischen Firma Caudron gebaut.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37f. 8. B. 78401. Verfahren zum Aufrichten und Stützen von Hallenbindern, insbesondere für Luftschiffhallen. Karl Bernhard, Berlin, Flotowstr. 12. A. 8. 10. 14. E. 18. 7. 17.

37f. 8. S. 41785. Über ortsfestem Boden drehbare Luftschiffhalle; Zus. z. Pat. 282924. B. Seibert, Fabrik für Eisenhoch- und Brückenbau, Saarbrücken. A. 25. 3. 14. E. 18. 7. 17.

37f. 8. S. 44520. Aus einzelnen Scheiben bestehendes Schieber für Großflugzeughallen. Fa. B. Seibert, Saarbrücken. A. 28. 10. 15. E. 18. 7. 17.

37f. 8. D. 31473. Aus der wagerechten Strecklage ohne Gerüst aufrichtbarer Binder für Luftschiffhallen und ähnliche Bauwerke. Deutsche Maschinenfabrik-A.-G., Duisburg. A. 28. 12. 14. E. 14. 7. 17.

37f. 8. K. 50049. Luftschiffhafen, bestehend aus einem von oben zugänglichen Aufnahmerraum und einem oder mehreren in diesen mündenden Unterkunftsräumen. Deutsche Maschinenfabrik A.-G., Duisburg. A. 4. 9. 13. E. 14. 7. 17.

37f. 8. K. 61078. Aufstellvorrichtung für versetzbare Luftschiffhallen. Konrad Köchling, Mainz, Bahnhofstr. 3. A. 23. 8. 15. E. 14. 7. 17.

46c. 19. B. 82251. Kühlung mehrzylindriger Innenverbrennungskraftmaschinen. Paul Baetz, Charlottenburg, Kaiserdamm 16. A. 19. 8. 16. E. 23. 6. 17.

46c. 26. R. 43238. Vorrichtung zur Verminderung der Kompression bei Explosionskraftmaschinen. Karl Rapp, München, Theresienstr. 4. A. 22. 5. 16. E. 23. 6. 17.

46a. 23. B. 79733. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Kolben. Paul Henri Bergasse, »Oaks« Wivelsfield Green, Sussex, Engl.; Vertr.: Dipl.-Ing. S. F. Fels, Pat.-Anw., Berlin SW 61. 23. 6. 15. England A. 24. 6. 14. E. 18. 7. 17.

46b. 2. B. 80293. Steuerung für mehrere Ventile. Fa. H. Büsing, Braunschweig. 11. 10. 15. 18. 7. 17.

46b. 7. M. 57172. Selbsttätige Abstellvorrichtung für Explosionskraftmaschinen zur Verhinderung des Überschreitens der höchstzulässigen Umlaufzahl. Motorenbau-G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 3. 10. 14. E. 18. 7. 17.

46c. 6. V. 12812. Vergaser für Verbrennungsmotoren mit umlaufenden Zylindern; Zus. z. Anm. V. 11684. 13. 8. 14. E. 7. 7. 17. Josef Vogel, München, Karlsplatz 13.

46c. 23. W. 46395. Kühlgefäß für Brennstoffmotoren. Wilhelm Winterhoff, Düsseldorf, Kronprinzenstr. 51. 16. 3. 15.

46c. 28. T. 20555. Anlaßvorrichtung für Explosionskraftmaschinen. Stanhope Franklin Tyler and William James Edward Beere, London, Engl.; Vertr.: F. Meffert und Dr. L. Sell, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. 19. 11. 15. England 27. 1. 15. und 14. 8. 15. E. 14. 7. 17.

46c. 3. S. 42922. Selbsttätiges Kolbeneinlaßventil mit Feder und Gegengewichten, das im Kolben eines Viertaktverbrennungsmotors gelagert ist. Siemens & Halske, A.-G., Siemensstadt b. Berlin. A. 8. 8. 14. E. 3. 7. 17.

46c. V. 11684. Vergaser für umlaufende Verbrennungsmotoren. Joseph Vogel, München, Karlsplatz 13. 17. 5. 13.

46c. 8. B. 80326. Elektrischer Vorwärmer für Vergaser. Hermann Brand, Berlin-Halensee, Westfälische Str. 63. 15. 10. 15.

77h. 5. A. 28424. Flugzeug mit Flügeln von veränderlicher Spannweite. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A. 17. 8. 16. E. 26. 6. 17.

77h. 9. P. 30302. Verfahren zur Beschleunigung des Anfluges von Drachenfliegern mit Schwungrad. Dr. Karl Hertel, Markt 15/16, und Karl W. Paul, Woltnerhauserstr. 124, Bremen. A. 4. 2. 13. 23. 6. 17.

77h. 9. W. 45380. Fahr- und Schwimmergestell für Flugzeuge. Robert Woerner, Berlin-Johannistal, Waldstr. 11. A. 11. 10. 1912. E. 23. 6. 17.

77h. 5. A. 27209. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. Friedrich Andersen, Kiel, »Fährhaus« III. A. 16. 8. 15. E. 3. 7. 17.

77h. 5. H. 70952. Steuergreifgabel für Flugzeuge. Dr. Karl Henkel Frankfurt a. M. Seilerstr. 32. A. 16. 9. 16. E. 3. 7. 17.

77h. 5. St. 18507. Pendelstabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge. Stefan Sturm, Obertürkheim b. Stuttgart, Cannstattstraße 8. A. 14. 5. 13. E. 3. 7. 17.

77h. 14. B. 80114. Zusammenlegbarer Drachen. Dr. Paul de Gruyter, Charlottenburg, Bismarckstr. 10. A. 8. 9. 15. 3. 7. 17.

Patenterteilungen.

46c. 29. 298163. Auspufftopf für mehrzylindrige Explosionsmotoren. Max Hirschfelder, Berlin-Weißensee, Generalstr. 5. 7. 11. 15. H. 69208.

46c. 661911. Kolben für Verbrennungskraftmaschinen, insbesondere für Flugzeugmotoren. Gebr. Körting, A.-G., Linde b. Hannover. 1. 5. 16. K. 68004.

46c. 15. 298664. Verbrennungskraftmaschine für Flugzeugmodelle mit als Pumpe benutzten Arbeitszylinder, bei welcher der Arbeitskolben den zur Erwärmung des Glühzünders nötigen Brennstoff dem Brenner zuführt. W. Joseph Zenter, Dresden-Mockritz Lessingstr. 6. 20. 6. 13. F. 36709.

46c. 13. 298672. Brennstoffzuführungsvorrichtung für Verbrennungskraftmaschinen. Jakob Christian Hansen Ellehammer, Kopenhagen; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. R. Wirth, Dipl.-Ing. C. Weihe, Dr. H. Weil, M. M. Wirth, Frankfurt a. M., W. Dame und Dipl.-Ing. T. R. Koehnorn, Berlin SW. 68. 21. 12. 15. H. 69417. Dänemark 20. 9. 15.

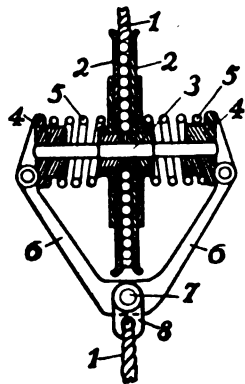
77h. 7. 298615. Holm für Flugzeugtragflächen. Wilhelm Zorn, Berlin. 21. 3. 16. Z. 9577.

37f. 661625. Schieberanordnung für Flugzeughallen. W. Döllken & Co., G. m. b. H., Werden. 10. 4. 16. D. 29715.

37f. 661746. Bewegbare Luftschiffhalle. Julius Nagy, Berlin-Schöneberg, Voßbergstr. 2, und Karl Janisch, Wannsee, Bismarckstraße 42. 12. 12. 13. N. 13929.

Auszüge aus den Patentschriften.

286427. Nachgiebige Fallschirmbefestigung für Flugzeuge: Julian Henry Kendig in Pittsburg, Penns., V. St. A. — Das Neue besteht im wesentlichen darin, daß das Kabel, welches Fallschirm und Flugzeug verbindet, unter einer allmählich anwachsenden Spannung abgelassen werden kann, so daß sich auch demnach die Belastung des Fallschirms allmählich vollzieht. Hierdurch soll ein Reißen des Kabels infolge augenblicklicher Überlastung vermieden werden.

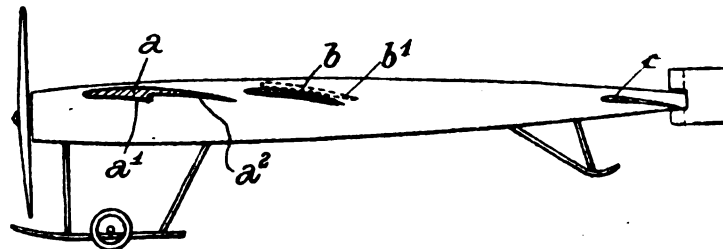


Zu Nr. 486 427.

Der Fallschirm steht durch ein Tau 1 mit dem Flugzeug in Verbindung. Um eine übermäßige Anstrengung des Taus 1 durch plötzlichen Zug zu vermeiden, ist eine Reibungsvorrichtung angeordnet, die aus zwei Scheiben 2 besteht, welche gleitend, aber nicht drehbar auf einer mit Rechts- und Linksgewinde versehenen Schraubenwelle 3 sitzen. Das Tau 1 ist spiralförmig zwischen den Scheiben 2 um die Welle 3 gewunden und an dem Nabenteil der einen Scheibe 2 befestigt. Auf den Enden der Schraubenwelle 3 sitzen Muttern 4, und zwischen diesen und den Scheiben 4 sind Federn 5 angeordnet. Die Muttern sind verbunden mit Gelenkarmen 6, an deren Drehbolzen 7 ein Bügel 8 hängt, an welchem der untere Teil des Kabels 1 befestigt ist. Wenn der obere Teil dieses Kabels 1 angezogen wird, so drehen die Scheiben 2 die Welle 3, dadurch werden die Muttern 4 gegeneinander geschraubt und drücken auf die Federn 5, wodurch eine allmählich stärkere Reibung auf das zwischen den Scheiben sich abwickelnde Kabel 1 ausgeübt wird.

296536. Flugzeug mit stufenförmiger Tragfläche. Georges Gramaticesco in Château d'Oex, Schweiz. — Das Flugzeug ist mit zwei hintereinander in einer Stufe liegenden Tragdecken a und b von geringer Spannweite ausgestattet. Die vordere Fläche ist nach bekannter Art stufenförmig ausgebildet, und zwar besitzt

ihre obere Seite a eine ununterbrochene und vollkommen glatte Fläche, während die untere Seite zunächst einen Teil a^1 aufweist, der in der Längsrichtung eine dem höchsten Wirkungsgrad entsprechende, verhältnismäßig große Abmessung besitzt, und weiterhin einen Teil a^2 , welcher sich an den vorhergehenden scharf nach oben zurückspringend anschließt und in der Längsrichtung und seiner Wölbung etwa die gleiche Abmessung hat wie der vorige. Die zweite Tragdecke b besitzt das sonst übliche Profil und ist hinter der vorhergehenden Fläche a verhältnismäßig nahe angeordnet, und zwar etwas höher als die hintere Kante derselben. Auf diese Weise bildet die zweite Fläche, der noch weitere folgen können, mit der ersten zusammen eine Art stufenförmiger Tragdecke. [Um nun die auf jede folgende Einzelfläche oder Stufe aus-



Zu Nr. 296 536.

geübte Wirkung der von der vorgelagerten Fläche abströmenden Luftschichten nach Maßgabe der Fahrgeschwindigkeit regeln zu können, ist gemäß der Erfindung die zweite Fläche b bzw. alle folgenden Tragflächen bewegbar, und zwar lediglich nach vorwärts und rückwärts verschiebbar oder, auch zugleich nach oben und unten einstellbar angeordnet. Die Einstellbarkeit ist derart beschaffen, daß der Abstand zwischen den einzelnen Flächenpaaren entweder von Hand oder zweckmäßig selbsttätig in Gemäßheit der jeweiligen Geschwindigkeit geändert werden kann.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Der Flugzeugkompaß. Von Kapitän Fritz Gansberg. 2. Auflage, 1917. Oktav, 68 S. mit 21 Fig., 3 Tafeln u. 5 Tabellen. Verlag M. Krayn, Berlin W. Preis geb. M. 2. Das kleine Werk ist gegenüber der ersten Auflage (1915) namentlich durch Hinzufügung von Abbildungen verschiedener Flugzeugkompaß ergänzt worden. Eingehender sind die Kompaße von »Goerz« und der »Pfadfinderkompaß« behandelt. Das Büchlein ist auch sehr gut zum Selbstunterricht geeignet für Flieger und Beobachter.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2
Jochimshtalerstraße 1, Luftfahrtthaus.

Fernsprecher:
Am Steinplatz Nr. 7732.

1. Am 13. Mai ds. Js. starb nach langem, schwerem Leiden der Obmann unseres Navigierungsausschusses, Korvetten-Kapitän Konrad Friedlaender, Ritter des Eisernen Kreuzes I. und II. Klasse und anderer hoher Orden, zuletzt kommandiert zum Reichs-Marineamt, Berlin.

Der genannte Ausschub verdankt sein Entstehen der eifrigen Regsamkeit des Verstorbenen, der unserer Gesellschaft seine Tätigkeit und seine reichen Kenntnisse unermüdlich zur Verfügung stellte. Sein stets reges Interesse an den Bestrebungen unserer Gesellschaft ließ ihn trotz seines schweren Leidens noch bis in die letzte Zeit Vorsorge für die Fortführung der Arbeiten nach dem Kriege treffen und sichert ihm unsere Dankbarkeit und ein bleibendes Andenken. Wir werden in ihm einen hochgeschätzten Mitarbeiter sehr vermissen.

Verspätet erhalten wir die Nachricht, daß aus den Reihen unserer Mitglieder wiederum ein mehrjähriges Mitglied den Tod fürs Vaterland gefunden hat: der Hauptmann in einem Fußartillerie-Regt. und Führer eines Luftschiffertrupps Ernst Mickel, Straßburg. Gleichgeschätzt in unserer Gesellschaft als anregender Fachschriftsteller wie als liebenswürdiger Mensch, ging er als aktiver Offizier mit Kriegsausbruch ins Feld, sich dort beide Kreuze erwerbend.

Nun er uns nicht zurückkehrt, wird er eine große Lücke und ein warmes Gedenken hinterlassen.

2. Personalnotiz:

Wie uns der Direktor des Physikalischen Instituts der Universität Harburg mitteilt, wurde der dortige erste Assistent, Dr. Karl Stuchtey, stellvertretender Fahrtenwart des Kurhessischen Vereins für Luftfahrt, zurzeit Oberleutnant und Adjutant bei einem Armee-Oberkommando im Felde, mit dem Eisernen Kreuz 1. Klasse ausgezeichnet.

3. Neuaufnahmen:

Laut § 5 unserer Satzungen wurden als ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

J. F. Glaser, Ingenieur der Gasmotorenfabrik Deutz, M. d. V. d. L., Cöln-Deutz, z. Z. Werkmeister der Flieger-Ersatz-Abteilg. 3, Gotha;

Dipl.-Ing. Karl Goldstein, Fischbach a. B. Nr. 70 bei Friedrichshafen;

Dipl.-Ing. Karl von den Steinen, Marine-Bauführer der Kaiserl. Werft, Kiel, Holtenerstr. 125/II.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der
Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchs-
anstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
INGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGER-
TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. A. PRÖLL
HANSOVER

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DES SCHIFFBAU-ABT. DER K.
VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU
UND SCHIFFBAU

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE STÜTTGART

**Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
MÜNCHEN

Dr. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
UND TECHNISCHEM HOCHSCHULE
MOSKAU

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL.
TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN.
HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. SEPPELER
BERLIN

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. H. HERGESSELL
LINDENBERG-BERLIN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPLOM-ING.
LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIED-
RICHSHAFEN

H. BOYKOW
LINIENSCHIFF-LEUTNANT A. D.
FERDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - S-GRAVENHAGE

Dr.-Ing. O. STEINITZ
BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT
MÜNCHEN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR
LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEM
HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER Hervorragender Fachleute

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

30. Juni 1917.

Heft 11 und 12.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats 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 von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. Bei 6-, 9-, 12-, 18- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt. STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: Vorreiter Berlin-Steglitz.

INHALT:

Versuche über den Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug im Fluge. Von A. Pröll in Hannover. (Schluß). S. 89.
Systematische Luftpropellerversuche. Von Dr.-Ing. K. Schaffran. (Forts. aus Heft 7/8 des Jahrganges VIII.) II. Teil. S. 93.
Über die Veränderlichkeit der Angaben des Robinsonschen Schalenkreuzes. Von Dr.-Ing. W. Wilke, Privatdozent an der Universität Leipzig. S. 100.

Das Nieuport-Jagdflugzeug (Avion de chasse Nieuport, Type 17). Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin und S-Gravenhage. S. 104.
Berichtigung. S. 106.
Patentschau. S. 106.
Bücher-Besprechungen. S. 107.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 108.

Versuche über den Widerstand von Flugzeugen und den Schraubenzug im Fluge.

Von A. Pröll in Hannover.
(Schluß.)

Wir verwenden nun zu einer

3. Annahme

die schon erwähnten Horizontalflüge bei verschiedenen Geschwindigkeiten und Drehzahlen. Aus weiter unten durchgeführten Überlegungen ergibt sich, daß der Widerstand des Flugzeuges im Horizontalflug dargestellt werden kann durch eine allgemeine Gleichung von der Form

$$W = Lv^2 + \frac{M}{v^2} - N \dots \dots \dots (16)$$

worin L, M, N positive Konstanten bedeuten. Es muß nun in allen Fällen des gleichmäßigen Horizontalfluges im Beharrungszustande gelten (unter Verwendung der Konstanten B anstelle von C)

$$P = W \text{ oder } P - W = An^2 - Bnv - Lv^2 - \frac{M}{v^2} + N = 0 \quad (17)$$

Für die 5 beobachteten Flüge ergeben sich so 5 Gleichungen, zu welchen als die 6. die Beziehung (14) zwischen A und B tritt, so daß das Gleichungssystem besteht

$$\left. \begin{aligned} &\text{für } n = 1400 \\ &1,96 \cdot 10^6 A - 202500 B - 1960 L - \frac{M}{1960} + N = 0 \\ &\text{für } n = 1300 \\ &1,69 \cdot 10^6 A - 195000 B - 1740 L - \frac{M}{1740} + N = 0 \\ &\text{für } n = 1200 \\ &1,44 \cdot 10^6 A - 165000 B - 1460 L - \frac{M}{1460} + N = 0 \\ &\text{für } n = 1100 \\ &1,21 \cdot 10^6 A - 133500 B - 1140 L - \frac{M}{1140} + N = 0 \\ &\text{für } n = 1000 \\ &10^6 A - 102000 B - 803 L - \frac{M}{803} + N = 0 \\ &\text{und} \quad 1,483 \cdot 10^6 A - 85000 B = 257 \end{aligned} \right\} (18)^1$$

Da somit 6 Gleichungen für 5 Unbekannte (A, B, L, M, N) vorhanden sind, kann die beste Lösung durch zweckmäßigen Ausgleich gefunden werden. Es ergeben sich damit schließlich die Werte

¹⁾ Bei A und B ist die Geschwindigkeit in kmh gerechnet, bei L, M, N dagegen in m/s! Diese Verschiedenheit ist aber ohne Einfluß auf den Gang der Rechnung. Für die Berechnung der aerodynamischen Daten ist die Rechnung in m/s üblich.

By

$$\left. \begin{aligned} A &= \frac{2,50}{10^4} \\ B &= \frac{13,43}{10^4} \text{ und } C = \frac{B}{A} = 5,37^1) \\ L &= 0,120 \\ M &= 84\,000 \\ N &= 89 \text{ kg} \end{aligned} \right\} \dots (19)$$

und damit die in der Zahlentafel III in den Spalten 3 und 4 aufgeführten Widerstände. (Spalte 3 enthält die Schraubenzugkräfte nach der Formel

$$P = \frac{2,5}{10^4} n^2 \left(1 - 5,37 \frac{v}{n} \right) = \frac{2,5}{10^4} n^2 - \frac{13,43}{10^4} n v. \quad (20)$$

während in Spalte 4 die Widerstände aus der Gleichung

$$W = 0,12 v^2 + 84\,000 \frac{1}{v^2} - 89 \dots (21)$$

ausgerechnet wurden). Fig. 5 stellt das Ergebnis in der üblichen Kurvendarstellung vor. Daß die einzelnen Widerstandswerte und damit auch die Kurven nicht übereinstimmen, hängt natürlich mit dem nur angenäherten Ausgleich der beobachteten Werte zusammen.

139 PS und bei der dabei aufgewendeten Nutzleistung von 204 PS ein Wirkungsgrad von 68,5%, was ziemlich der Wirklichkeit entsprechen dürfte.

Eine weitere Kontrolle bietet sich auch in dem Schraubenzugwerte für den ansteigenden Flug, für den mit $n = 1295$ und $v = 99$ kmh 247 kg gefunden werden. Nach Abzug der Schwerkraftskomponente von 131 kg bleibt somit noch 116 kg für den Widerstand bei 99 kmh. Nach Formel (22) ergibt sich der entsprechende Widerstand zu 113 kg.

In Fig. 5 ist die danach berichtigte Schraubenzugkurve als Flugzeugwiderstandskurve aufgezeichnet, die ein ausgeprägtes Minimum bei ca. 105 kmh aufweist. Dieser geringste Widerstand beträgt ≈ 112 kg.

Endlich kann nun auch die Drehzahl festgestellt werden bei der die Schraube widerstandslos im Gleitflug arbeitet wenn die Geschwindigkeit $v_0 = 101$ kmh ist. Sie beträgt $n_0 = C v_0$ rd. 570 Uml./min. Mit dieser Drehzahl könnte ein «reiner Gleitflug» eingeleitet werden. Zur Ermittlung der aerodynamischen Eigenschaften von Flugzeugen wären eine Reihe von solchen Gleitflügen bei verschiedenen Bahnneigungen, Geschwindigkeiten und demnach entsprechenden Drehzahlen von großem Werte.

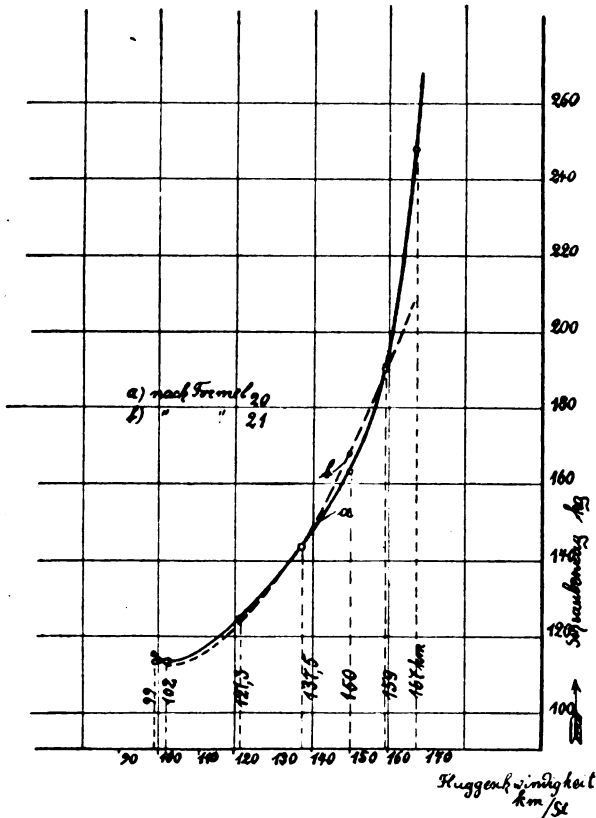


Fig. 5.

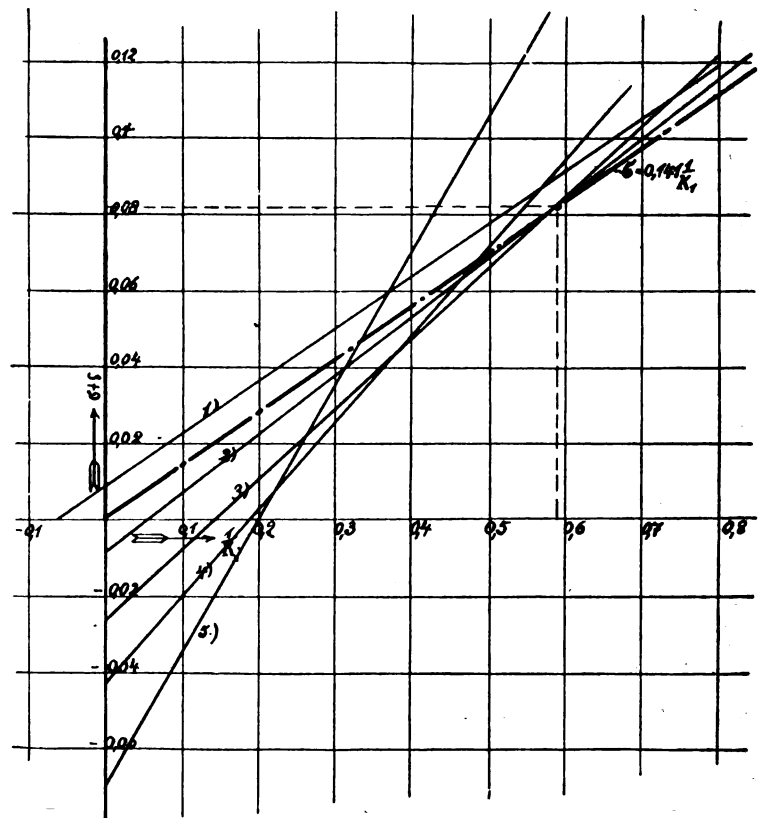


Fig. 6.

Wie man durch Vergleich mit den Zahlen der Spalten 1 und 2 erkennt, liegt die neue Kurve zwischen den beiden anderen, wie es nach den letzten Bemerkungen zur 2. Annahme auch zu erwarten war.

Eine weitere Kontrolle für die angenäherte Richtigkeit unserer Rechnung erhalten wir durch Extrapolieren der Ergebnisse für die Geschwindigkeit 167 kmh. Freilich ergeben sich dabei schon wesentliche Abweichungen der beiden Kurven infolge der besprochenen Ausgleichung. Während die Formel (21) für $v = 46,5$ m/s (167 kmh) nur auf 209 kg führt, liefert die Extrapolation der Schraubenzugkurve 242 kg.

Wegen der Unsicherheit einer jeden derartigen Extrapolation darf mit einem Mittelwert, also $W = 225$ kg, gerechnet werden. Dem entspricht aber dann eine Nutzleistung von

1) Es ist demnach die effektive Steigung der verwendeten Schraube = $3,1^m$, also ebenfalls noch viel größer, als sie nach Formel (8a) sein würde.

Einige Schlüsse lassen sich aus den gewonnenen Ergebnissen für die

aerodynamischen Daten des Flugzeugs

ziehen. Zunächst läßt die Grundformel für den Horizontalflug

$$\text{Auftrieb} = G = \frac{\gamma}{g} \zeta_A F v^2 \dots (22)$$

die ζ_A -Werte berechnen, welche nebst den zugehörigen der Beobachtung entnommenen Neigungswinkeln der Rumpfachse zur Fahrtrichtung in Zahlentafel IV verzeichnet sind.

($\frac{\gamma}{g} = 0,1235$). In der gleichen Zahlentafel sind auch die mutmaßlichen Anstellwinkel eingetragen nach dem weiter unten ermittelten Werte von $\sigma \approx 4\frac{3}{4}^0$.

Zahlentafel IV.

Kurve	Geschwindigkeit v in m/s	v^2	$\frac{G}{Fv^2}$	ζ_A	Gemessene Rumpfneigung β	K_1	$\varepsilon + \sigma$	α
1	44,25	1960	0,0170	0,1375	$-4\frac{1}{2}^0$	1,72	$5\frac{1}{4}$	~ 0
2	41,7	1740	0,0191	0,1545	$-3\frac{1}{2}^0$	»	$4\frac{3}{4}$	$+1\frac{1}{2}^0$
3	38,2	1460	0,0228	0,1845	$-2\frac{1}{2}^0$	»	$4\frac{1}{4}$	$+1\frac{1}{2}^0$
4	33,8	1140	0,0282	0,228	$-1\frac{1}{2}^0$	»	$5\frac{1}{2}$	$+3\frac{1}{4}^0$
5	28,3	803	0,0415	0,336	0	»	$7\frac{1}{4}$	$+7^0$

Es gilt nun angenähert die Beziehung

$$\zeta_A = K_1 (\alpha + \sigma) = K_1 (\beta + \chi + \varepsilon + \sigma) \quad (23)$$

wo σ der negative Winkel ist, für den der Auftrieb verschwindet.

Bildet man nun aus den Zahlenreihen jedesmal die Gleichung

$$\zeta_A \cdot \left(\frac{1}{K_1}\right) = \beta + \chi + (\varepsilon + \sigma) \quad (24)$$

und trägt in einem Koordinatensystem mit den Achsen $x = \left(\frac{1}{K_1}\right)$ und $y = (\varepsilon + \sigma)$ (diese als Unbekannte aufgefaßt) die entsprechenden geraden Linien auf, so ergeben sie ein ziemlich divergierendes Büschel ohne gemeinsamen Schnittpunkt.

(Fig. 6.) Wird irgend ein Wert $x = \frac{1}{K_1}$ festgehalten ($K_1 = \text{const}$), so zeigt sich eine starke Verschiedenheit der einzelnen y -Werte, die lediglich auf die Veränderlichkeit von ε zu setzen ist. Zur Trennung von ε und σ sowie zu einer wenn auch nur angenäherten Schätzung von K_1 gelangt man nun durch eine Untersuchung der Widerstandskurve (Fig. 5) bzw. der Angaben in der 4. Spalte der Zahlentafel III.

Wie schon eingangs bemerkt wurde, setzt sich der Gesamtwiderstand W aus dem Tragflächenwiderstand W_t und dem »schädlichen« Widerstand W_0 zusammen, die zwar nicht ohne weiteres aus den Versuchen getrennt erhalten werden können, für die sich aber doch einige Anhaltspunkte gewinnen lassen. Zu diesem Zwecke führen wir in der Formel für den Tragflächenwiderstand

$$W_t = \frac{\gamma}{g} \zeta_w F v^2$$

für den Widerstandskoeffizienten die Bezeichnung ein

$$\zeta_w = K_0 + K_2 \sigma^2 = K_0 + K_2 \left(\left(\frac{\gamma}{g}\right) \frac{G}{K_1 F v^2} - \sigma \right)^2 \quad (25)$$

und erhalten

$$W_t = \frac{\gamma}{g} F v^2 (K_0 + K_2 \sigma^2) + \frac{G^2 K_2}{\gamma K_1^2 F v^2} - \frac{2 G \sigma}{K_1} K_2 \quad (26)$$

Fügen wir nun noch den »schädlichen« Widerstand hinzu

$$W_0 = f \zeta_0 \frac{\gamma}{g} v^2,$$

so ergibt sich der Gesamtwiderstand durch die Gleichung

$$W = \frac{\gamma}{g} F v^2 \left(K_0 + K_2 \sigma^2 + \zeta_0 \frac{f}{F} \right) + \frac{1}{v^2} \frac{G^2 K_2}{\gamma K_1^2 F} - \frac{2 G \sigma}{K_1} K_2 = L v^2 + \frac{M}{v^2} - N \quad (27)$$

mit den neuen Konstanten L, M, N . Es ist also ein konstantes negatives Glied N bei dieser Art der Darstellung in die Formel gekommen.

Ist eine genau bekannte Widerstandskurve $W = f(v)$ vorgelegt, so kann man bei der Bestimmung dieser noch unbekannt Konstanten davon ausgehen, entweder für die größeren Geschwindigkeiten genaue Übereinstimmung mit der Versuchskurve zu bekommen, wobei dann meistens bei geringen Widerständen erhebliche Abweichungen in Kauf genommen werden müssen, oder man sucht eine mittlere Kurve

zu bekommen, die im Ganzen ein besseres Anschmiegen an die Versuchswerte zeigt.

In den hier vorliegenden Fällen hatten wir aber die neuen Koeffizienten L, M, N schon zugleich mit A und B durch das Gleichungssystem (18) gefunden. Die Zahlen seien hier nochmals mitgeteilt:

$$L = 0,120, M = 84000, N = 89.$$

Wir können aus ihnen sogleich die Lage und Größe des geringsten Widerstandes des Flugzeuges durch Differenzieren der Gleichung feststellen. Es ist nämlich für W_{minimum}

$$\frac{dW}{dv} = 2 L v_0 - \frac{2 M}{v_0^3} = 0 \text{ also } v_0 = \sqrt[4]{\frac{M}{L}} = 29 \text{ m/s} \quad (28)^1$$

Dem entspricht ein Kleinstwert des Widerstandes von $W_{\text{min}} = 112 \text{ kg}$, der auch in den Kurven Fig. 5 deutlich zum Ausdruck kommt; es liegt dort dieses Minimum ebenfalls bei 105 kmh.

Nun können wir durch Vergleiche der Koeffizienten L, M, N nach Einsetzen der schon bekannten Größen verschiedene weitere Schlüsse ziehen.

Zunächst folgt aus dem Wert von N

$$N = 89 = \frac{2400 \sigma K_2}{K_1}, \quad \frac{\sigma K_2}{K_1} = 0,037 \quad (30)$$

aus M folgt:

$$M = 84000 = \frac{1200^2 K_2}{0,1235 K_1^2 \cdot 36} \text{ oder } \frac{K_1^2}{K_2} = 3,86 \quad (31)$$

Aus der Verbindung dieser Gleichungen folgt weiter leicht die Beziehung

$$\sigma K_1 = 0,143 \quad (32)$$

und durch Quadrieren und Division mit (31)

$$\sigma^2 K_2 = 0,053 \quad (33)$$

Gl. (32) bestimmt nun eine neue Gerade zwischen σ und $\left(\frac{1}{K_1}\right)$, welche das vorhin erwähnte Strahlenbüschel (Fig. 6) durchsetzt und dadurch die möglichen Werte von K_1 und σ auf einen engeren Bereich beschränkt. Überlegt man noch, daß σ kaum je größer als 6° gefunden wird, daß ferner die Winkel ε im allgemeinen wenig veränderlich und fast stets positiv sind, so wird eine Annahme

$$\sigma = 0,082 \text{ woraus } K_1 = 1,74 \quad K_2 = 0,78 \quad (34)$$

folgt, ziemlich richtig sein, weil an dieser Stelle das Büschel am engsten zusammengerückt und daher am wenigsten veränderliche und zugleich positive Werte liefert. Immerhin kann nur der Wert von σ einigermaßen als richtig gelten, während die Winkel ε keinen solchen Anspruch erheben können.

¹⁾ Es sei noch bemerkt, daß aus der soeben aufgestellten Beziehung (28) nach Einsetzen der Werte M und L die Gleichung folgt

$$\frac{G^2}{\left(\frac{\gamma}{g} F v_0^2\right)^2} = \zeta_A^2 = \frac{K_1^2}{K_2} \left(K_0 + K_2 \sigma^2 + \frac{\zeta_0 f}{F} \right),$$

somit für das Minimum des Widerstandes der Auftriebskoeffizient

$$\zeta_{A_0} = \sqrt{K_1^2 \sigma^2 + \frac{K_1^2 K_0}{K_2} + \frac{\zeta_0 f}{F} \frac{K_1^2}{K_2}} = K_1 \sqrt{\sigma^2 + \frac{K_0}{K_2} + \frac{\zeta_0 f}{K_2 F}} \quad (29)$$

Diese Bedingung tritt an die Stelle einer einfacheren, die von mir unter der angenäherten Annahme $K_1 = K_2$ in einem früheren Aufsatz (Zeitschr. für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1915, Seite 2) veröffentlicht wurde.

Setzt man die weiter unten abgeleiteten Werte für K_1, K_2, K_0 etc. ein, so findet man

$$\zeta_{A_0} = 0,323$$

Nach Zahlentafel III entspricht aber, wie durch Interpolieren festgestellt wird, diesem ζ_{A_0} eine Geschwindigkeit kleinsten Widerstandes von

$$v_0 \sim 28,8 \text{ m/s}$$

in guter Übereinstimmung mit der aus den Versuchen folgenden Annahme.

Aus der Beziehung (3.3) folgt weiter nach Einsetzen in den Wert von L mit $\zeta_0 = 0,6$

$$\frac{8}{\gamma} L = 0,971 = F(K_0 + \sigma^2 K_2) + \zeta_0 f = 36 \cdot 0,053 + 36 K_0 + 0,6 f,$$

woraus schließlich folgt

$$0,6 f + 36 K_0 = 0,781 \dots (35)$$

als eine Beziehung zwischen der schädlichen Fläche f und dem Stirnwiderstandskoeffizienten der Tragflächen.

Zu diesem Ergebnis ist noch folgendes ergänzend zu bemerken: Betrachtet man den schädlichen Widerstand W_0 genauer, so kann man dabei die »schädliche Widerstandsfläche« f des Flugzeuges zusammengesetzt denken aus einem von der Neigung des Flugzeuges wenig abhängigen Teil (vordere Motorverschalung, Stirnkühler, Räder, Fahrgestell, sowie ein gewisser Anteil des Tragflächenwiderstandes) und einem stark davon beeinflussten Teil (eigentlicher Rumpf) mit den entsprechenden Widerstandsflächen f_0 und f_1 . Der ganze schädliche Widerstand ist dann mit neuen Koeffizienten ζ_0 und ζ_1

$$W_0 = [f_0 \zeta_0 + f_1 \zeta_1 (\delta - \psi)^2] \frac{\gamma}{8} v^2 \dots (36)$$

worin δ (wie oben) den kleinen Winkel zwischen Rumpf (Propellerachse) und der Flugrichtung bedeutet (»Durchhängen«), während ψ der Neigungswinkel ist, unter dem die in Frage kommende Ebene (Rumpfunterfläche) zur Rumpfachse geneigt ist.

Führt man auch in diese Gleichung wie in Gl. (26) die Winkel α und σ ein, so ergeben sich auch hier schließlich drei Glieder, von der Form λv^2 , $\frac{\mu}{v^2}$, ν , wobei letzteres konstant ist, die in Gl. (27) für den gesamten Widerstand wieder in der Form

$$L v^2 + \frac{M}{v^2} - N$$

mit eingerechnet werden können.

Dadurch kommen kleine Korrekturen in die Endergebnisse. Hat man hier beispielsweise

$$\psi \sim -2^\circ, f_1 \sim 3 m^2, \zeta_1 \sim 1/8$$

geschätzt, so bekommt man schließlich $\sigma = K_1 = 0,141$ und $\sigma^2 K_2 = 0,051$ woraus ähnlich wie früher folgt

$$\sigma = 0,082 = 4^\circ 40' \quad K_1 = 1,72 \quad K_2 = 0,77 \dots (34a)$$

Gl. (25) verbessert sich jetzt zu

$$0,6 f + 36 K_0 = 0,788 \dots (35a)$$

eine Beziehung, welche durch ein Gerade, einfach dargestellt werden kann. Hier ist nun die Wahl zwischen der schädlichen Fläche f_0 und dem Koeffizienten K_0 für den kleinsten Stirnwiderstand der unter $\alpha = 0^\circ$ angestellten Tragflächen zu treffen.

Dazu bietet sich nun allerdings kein Mittel mehr, und man ist auf eine Schätzung »plausibler« Grenzen, zwischen denen die wahren Werte liegen können, angewiesen. Da f_0 wohl kaum kleiner als $0,4 m^2$ werden kann, K_0 dagegen nach Göttinger Versuchen nicht unter $0,01$ sinkt, so sind diese Grenzen immerhin eng genug gezogen, um daraus auf etwa

$$K_0 = 0,012 \quad f_0 = 0,50 \dots (36)$$

als brauchbare Mittelwerte schließen zu können.

Man könnte einwenden, daß die dabei getroffene Annahme von $f_1 = 3 m^2$ mindestens ebenso willkürlich war, indessen ist bald zu erkennen, daß auch durch größere Fehler in der Wahl von f_1 das Ergebnis bezüglich der anderen Größen nur unwesentlich geändert wird. Auf alle Fälle ist die gesamte schädliche Fläche, die im Mittel etwa

$$f = f_0 + f_1 \frac{\zeta_1}{\zeta_0} \sin^2 8^\circ = 0,6 + 3 \cdot \frac{0,17}{0,6} \cdot 0,02 = 0,617 \dots (37)$$

betragen wird, als sehr klein zu bezeichnen, ebenso wie auch der Flügelwiderstand recht günstig erscheint, ein Ergebnis, das durch die guten Flugeigenschaften des in Betracht gezogenen Flugzeuges seine Bestätigung erfährt.

Endlich lassen sich noch die charakteristischen Kurven für die Tragflächen in der Form darstellen

$$\zeta_A = 1,72 (\alpha + 0,082) \quad \zeta_w = 0,012 + 0,77 \alpha^2 \dots (38)$$

$$\text{Gleitzahl } \frac{\zeta_w}{\zeta_A} = E_t = \frac{0,012 + 0,77 \alpha^2}{1,72 (\alpha + 0,082)} \dots (39)$$

die in Fig. 7 als Funktion des Winkels α aufgetragen worden sind. In derselben Fig. sind auch (voll ausgezogen) die Gleitzahlen für das ganze Flugzeug nach der Gl.

$$E = \frac{\text{Widerstand}}{\text{Auftrieb}} = \frac{W_0 + W_t}{G} = \frac{f_1 \zeta_0}{F \zeta_A} + E_t = \frac{0,01}{\zeta_A} + E_t \dots (40)$$

ingezeichnet worden.

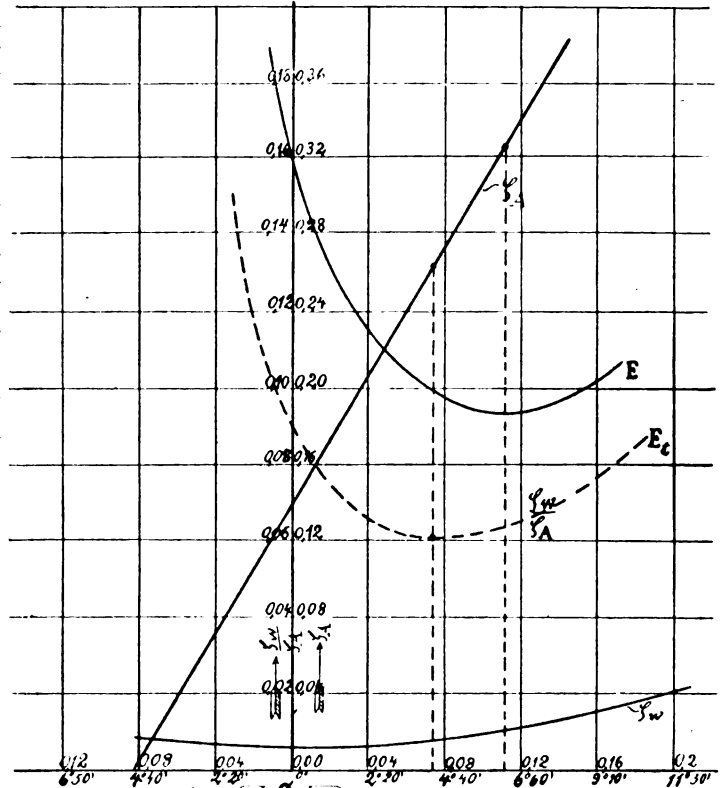


Fig. 7.

Die kleinste Gleitzahl ist danach

$$\text{für die Tragfläche } 0,062 = \frac{1}{16} \quad (\text{Gleitwinkel } 3\frac{3}{4}^\circ)$$

$$\text{für das ganze Flugzeug } 0,096 = \frac{1}{10,4} \quad (\text{Gleitwinkel } 5\frac{3}{4}^\circ).$$

Die letztere würde entsprechen dem geringsten Widerstand bei ca. 105 kmh. Für diese Geschwindigkeit und einer zugehörigen Schraubendrehzahl $n_0 = 570$ würde das beste Gleitvermögen erzielt werden können. Es ist zu beachten, daß im letzteren Falle des kleinsten Widerstandes der Anteil des Tragflächenwiderstandes noch immer stark überwiegt, er beträgt rd. 65% des Gesamtwiderstandes. Es scheint dies im Gegensatz zu stehen zu der vielfach eingebürgerten Meinung, daß in diesem Falle Tragflächen und schädlicher Widerstand gleich groß sein müßten. Dies letztere Ergebnis tritt aber nur unter ganz außergewöhnlichen Verhältnissen ein bei der sehr rohen Annäherung $K_0 = 0, \sigma = 0, K_1 = K_2$

$$\zeta_A = K_1 \alpha; \quad \zeta_w = K_1 \alpha^2; \quad \zeta_w = \alpha \zeta_A,$$

worauf schon in einem früheren Aufsatz von mir hingewiesen worden ist¹⁾.

¹⁾ A. Pröhl, Ein einfaches Näherungsverfahren. (Zeitschr. für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1915, Seite 1).

Zusammenfassung.

An Hand der einfachen Schraubenzugformel

$$P = An^2 - Bnv$$

wird ein Rechnungsverfahren entwickelt, um aus Steig- und Gleitflügen brauchbare Widerstandswerte für Flugzeuge zu erhalten. Abänderung des Verfahrens bei ungenügender Zahl von Versuchsflügen; Beispiel und Bestimmung aerodynamisch wichtiger Daten aus den Versuchen.

Systematische Luftpropellerversuche.

Von Dr.-Ing. K. Schaffran.

II. Teil.

(Fortsetzung aus Heft 9/19).

In ähnlicher Weise, wie bereits im Teil I dieses Artikels Abschnitt F an dem Beispiel der Wasserpropeller gezeigt worden ist, sind im folgenden weitere Auswertungen der in Fig. 56 zunächst als Funktion des Fortschrittsgrades $\frac{V_e}{nD}$ dargestellten Modellpropellerversuchsergebnisse der Gruppe A mit $b/D = 23,5\%$ Blattbreitenverhältnis vorgenommen, zu dem Zweck, einen unmittelbaren Vergleich der einzelnen Propeller miteinander auf der Basis ein und desselben Belastungsgrades zu ermöglichen, wie er in einem bestimmten Konstruktionsfall gegeben ist. Als erste Bedingung muß dabei verlangt werden, daß alle Propeller der betreffenden Gruppe bei gleicher Geschwindigkeit gleichen Schub erzeugen. Da das bei jedem Propeller von bestimmtem Modell sowohl mit einem solchen von großem Durchmesser und kleiner Tourenzahl als auch mit einem von kleinem Durchmesser und großer Tourenzahl erreicht werden kann, so hat man noch die Freiheit, eine dieser beiden Größen, Durchmesser oder Tourenzahl, zu wählen, womit aber die andere eindeutig festgelegt ist. In den Fällen, in welchen der Propellerdurchmesser gegeben (beschränkt) ist, liegt, wie im Teil I Abschnitt E gezeigt worden ist, ein bestimmter Wert des sog. Durchmesserbelastungsgrades

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$$

vor, dem ein ganz bestimmter Wert des Wirkungsgrades sowie des Slip und Slipgrades des betreffenden Propellermodells zugeordnet sein muß. Die in Fig. 56 als Funktion dieses Durchmesserbelastungsgrades $\frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e}$ aufgetragenen Diagramme der Versuchsergebnisse der Gruppe A gestatten demnach die Wahl des für den betreffenden Fall zweckmäßigsten Propellers und bestimmen außer dem besten Steigungsverhältnis die zugehörige Tourenzahl sowie den absoluten Wert des zu erwartenden Wirkungsgrades. Ist nicht wie oben der Durchmesser, sondern die Tourenzahl gegeben, so liegt nach den Ausführungen Teil I Abschnitt E ad 2 der Fall des sog. Tourenbelastungsgrades

$$C_n = \frac{\sqrt{S} \cdot n}{V_e^2}$$

vor, als dessen Funktion die Versuchsergebnisse der Gruppe A in Fig. 57 dargestellt sind. Durch diese Diagramme wird außer dem zweckmäßigsten Steigungsverhältnis der zugehörige Durchmesser und Wirkungsgrad bestimmt.

Obwohl das in obigem gewählte Verfahren, sämtliche Propeller einer Gruppe bei gleichem Schub und gleicher Geschwindigkeit miteinander zu vergleichen und für diese Verhältnisse auch zu dimensionieren, vom rein wissenschaftlich-technischen Standpunkte aus das logisch richtige ist, so kommt es für praktische Fälle doch seltener in Frage, weil in diesen meistens der Propellerschub, der erforderlich ist, um das Flugzeug auf die verlangte Geschwindigkeit zu bringen, nicht genau genug von vornherein ermittelt werden kann. In der Regel tritt die Aufgabe an den Konstrukteur in der Form heran, daß für einen gewählten Motor, der seine Maximal-

leistung bei einer bestimmten Tourenzahl abgibt, unter Zuerstlegung einer verlangten (geschätzten) Fluggeschwindigkeit derjenige Propeller bestimmt werden soll, der unter diesen Verhältnissen den besten Wirkungsgrad verspricht. Wie bereits im Teil I Abschnitt F nachgewiesen worden ist, schließen diese Bedingungen aus folgendem Grunde eigentlich eine technische Überbestimmung in sich. Wenn auch unter den einzelnen Propellern einer ganzen Serie auf Grund von Versuchsdiagrammen derjenige bestimmt werden kann, der die zur Verfügung stehende Drehleistung des Motors bei der verlangten Geschwindigkeit mit dem besten Wirkungsgrade und daher in den größtmöglichen Schub umsetzt, so ist dabei doch noch in Frage gestellt, ob dieser Schub auch wirklich dazu ausreichen wird, den Widerstand des Flugzeuges bei der betreffenden Geschwindigkeit zu überwinden. Ist dieses nicht der Fall, so wird es eben unmöglich sein, selbst mit dem besten Propeller der betreffenden Gruppe das Flugzeug auf die verlangte Geschwindigkeit zu bringen und mit der Einführung der letzteren in die Rechnung einer der in der Aufgabe gegebenen Faktoren auf nicht einwandfreier Basis ruhen. Die Unsicherheit, welche hierin liegt, ist aber nicht so groß, um die Lösung der Aufgabe in der gestellten Form, d. h. unter den oben bezeichneten Bedingungen und Annahmen, wesentlich zu beeinträchtigen, da es einem geschickten Konstrukteur auf Grund seiner Erfahrungen meistens leicht sein wird, die zu erwartende Fluggeschwindigkeit mit einiger Genauigkeit durch Überschlagsformeln rechnerisch zu bestimmen. Eine andere Frage, die an dieser Stelle zu erörtern wäre, ist allerdings, ob diese angenommene Geschwindigkeit des Flugzeuges überhaupt der Propellerberechnung zugrunde gelegt werden darf oder ob man nicht vielmehr, ähnlich bei den hinter einem Schiff arbeitenden Schrauben, so auch bei den Luftpropellern, gleichgültig, ob sie vor oder hinter dem Flugzeug angeordnet sind, damit rechnen muß, daß die Strömungsgeschwindigkeit der Luft im Bereich dieser Schrauben infolge der Einwirkung der benachbarten Tragdecks und des Rumpfes geringer als die Geschwindigkeit des Flugzeuges selbst ist. Ein Vergleich der Auswertungen der Versuchsdiagramme mit den Ergebnissen ausgeführter Luftschrauben läßt diese Annahme berechtigt erscheinen, zwecks sicherer Übertragung der Modellversuchsergebnisse auf die Verhältnisse naturgroßer Luftschrauben wären aber noch eingehende Versuche, die nur am Flugzeug selbst vorgenommen werden können, sehr erwünscht. Solange zuverlässige Daten hierüber nicht vorliegen, kann man sich bei Anwendung der Modellversuchsergebnisse den wirklichen Verhältnissen nur durch die Einführung von Übertragungskoeffizienten, welche den Vor- bzw. Nachstrom der Luft im Bereich des Propellers berücksichtigen, mit einiger Genauigkeit nähern.

In dem zuletzt erörterten Fall, wie er in der Praxis meistens vorliegt, handelt es sich also nach obigem darum, für einen gegebenen Motor, der seine Volleistung mit einer bestimmten Tourenzahl abgibt, den zweckmäßigsten Propeller für eine verlangte (geschätzte) Fluggeschwindigkeit zu dimensionieren. Dabei ist vorläufig noch vorausgesetzt, daß man in der Wahl des Propellerdurchmessers nicht beschränkt ist. Unter diesen Verhältnissen liegt nach den Ausführungen Teil I Abschnitt F der sogenannte Tourenmomentgrad

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^3}}$$

bei dem der betreffende Propeller arbeiten muß und als dessen Funktion die Versuchsergebnisse der Propellergruppe A in den Diagrammen Fig. 58 aufgetragen sind, fest.

Es bedeuten hierin:

- M = Drehmoment des Motors in mkg;
- n = Tourenzahl pro s;
- V_e = Fortschrittgeschwindigkeit des Propellers in m/sek. gleich der Geschwindigkeit des Flugzeuges unter Berücksichtigung des Vor- oder Nachstroms = $V_m \cdot (1 - w)$;
- V_m = Fluggeschwindigkeit in m/s;
- w = Vor- und Nachstromziffer.

Durch die Schar der Wirkungsgradkurven der einzelnen Modellpropeller wird für den betreffenden Tourenmomentgrad

C_{nm} das günstigste Steigungsverhältnis H_w/D sowie durch dieses der zugehörige Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e}$$

bestimmt. Aus dem Wert von C_s ist es schließlich möglich, den erforderlichen Propellerdurchmesser mit

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n}$$

zu errechnen. Wie aus dem Verlauf der Wirkungsgradkurven zu ersehen, werden bei den niedrigen Tourenmomentgraden, die den hohen Fahrtgeschwindigkeiten entsprechen, die großen Steigungsverhältnisse und die diesen zugeordneten kleinen Propellerdurchmesser die besseren sein, bei den hohen Touren-

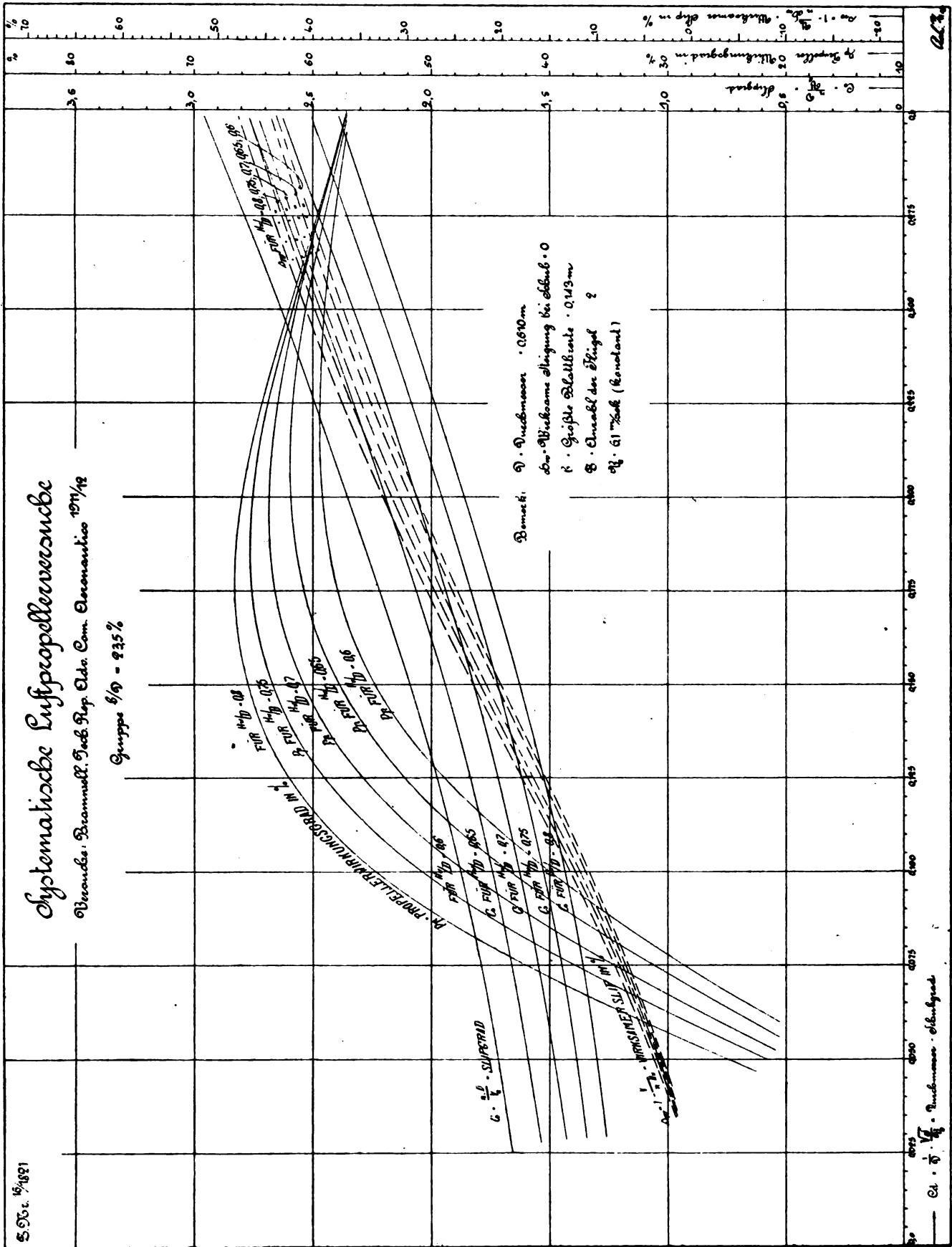


Fig. 56.

momentgraden aber, welche den niedrigen Fahrtgeschwindigkeiten entsprechen und die daher besonders für die Verhältnisse des Flugzeuges in Frage kommen, umgekehrt die kleinen Steigungsverhältnisse und die diesen zugeordneten großen Propellerdurchmesser die günstigeren Verhältnisse erwarten lassen. Die Maxima der mit den einzelnen Steigungsverhältnissen überhaupt erreichbaren Wirkungsgrade liegen ungefähr

bei dem gleichen verhältnismäßig hohen (wirksamen) Slip von 30%. Da nun während der Periode des Aufstieges der Propeller wegen der geringen Geschwindigkeit unter noch bedeutend höheren Slipverhältnissen und Belastungsgraden, die einen starken Wirkungsgradabfall zur Folge haben, arbeiten muß, so wird man mit Rücksicht hierauf für die Verhältnisse, wie sie bei der Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges in Frage

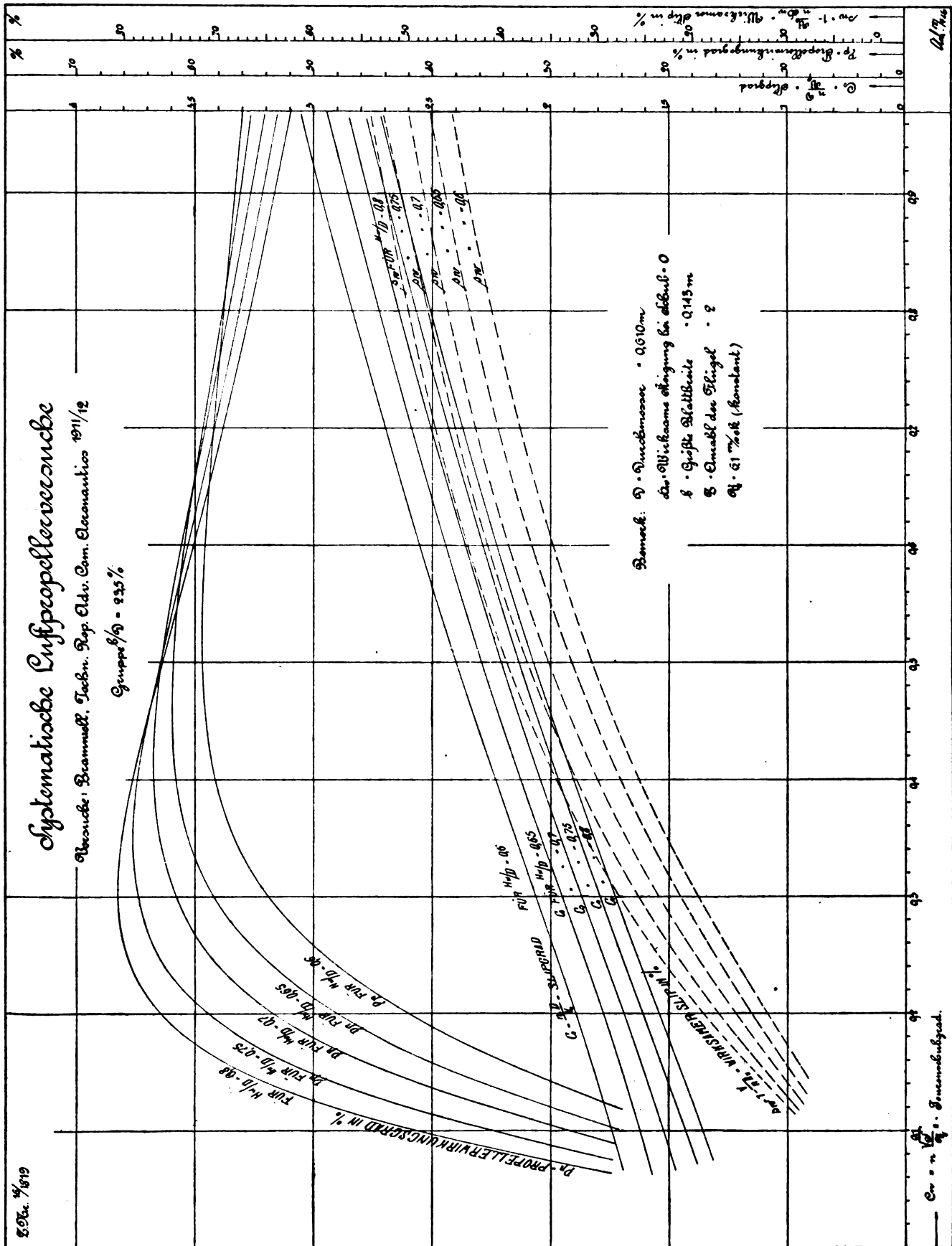


Fig. 57.

kommen, den Propeller zweckmäßigerweise so dimensionieren, daß er beiden auseinanderstrebenden Anforderungen nach Möglichkeit gerecht wird, d. h. im letzten Falle bei einem kleineren Slip arbeitet, als er dem im Maximum erreichbaren Wirkungsgrad entspricht, was durch Wahl eines größeren Durchmessers und kleineren Steigungsverhältnisses bewerkstelligt werden kann.

Auf Grund von Nachrechnungen bewährter ausgeführter Propeller, die bei gegebenen Maschinenleistungen und Tourenzahlen für bestimmte Geschwindigkeit dimensioniert waren, welche also bei ganz bestimmten damit gegebenen Tourenmomentgraden

$$C_{nm} = n \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$$

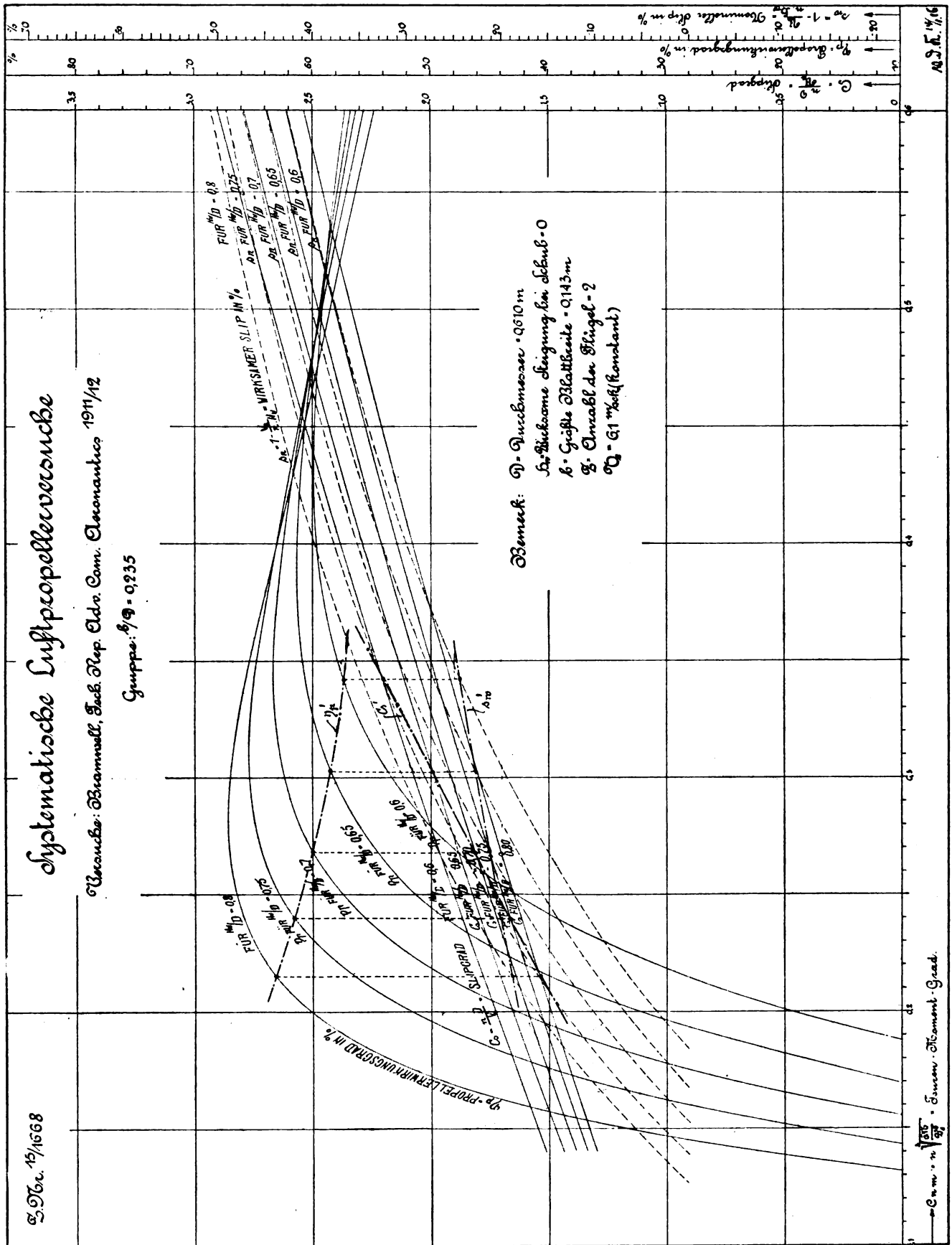


Fig 58.

zweckmäßig arbeiten sollten, sind für diese vorliegenden Werte von C_{nm} die zugehörigen in obigem Fall ebenfalls gegebenen von

$$C_s = \frac{nD}{V_e}$$

rechnerisch ermittelt worden und in den Diagrammen Fig. 58 als strichpunktierte C_s' Kurve eingetragen. Die Schnittpunkte dieser C_s' Kurve mit der Schar für die einzelnen untersuchten Steigungsverhältnisse geltenden Slipgradkurven C_s des betreffenden Diagrammes bestimmen in diesem zugeordneten Wirkungsgrade, dargestellt durch die ebenfalls strichpunktiert eingetragene η_p' Kurve, welche nicht das Maximum der in den betreffenden Konstruktionsfällen überhaupt erzielbaren Wirkungsgrade erreichen, sondern um einen gewissen annähernd gleichmäßig großen Prozentsatz unterhalb derselben liegen. Unter der Annahme der erörterten Übertragungsmöglichkeit der Modellversuchsergebnisse auf die Verhältnisse üblicher naturgroßer Luftschrauben könnte man daraus den Schluß ziehen, daß letztere bei der Höchst- oder Konstruktionsgeschwindigkeit durchweg nicht mit dem überhaupt erreichbaren, besten Wirkungsgrad arbeiten, sondern mit Rücksicht auf gute Aufstiegsverhältnisse so dimensioniert sind, daß sie auch für diese günstige Resultate erwarten lassen. Die Grenze, welche in der Praxis dabei in der Regel eingehalten wird, ist durch die erwähnte strichpunktiert eingetragene C_s' Kurve bestimmt, die es nach folgenden Zahlenbeispielen ermöglicht, in einem bestimmten vorliegenden Fall die zweckmäßigsten Hauptdimensionen der Propeller rechnerisch zu ermitteln.

Zahlenbeispiele:

Aufgabe a: Gegeben: Motor von $WPS = 127$ abgebremsten Wellenpferdestärken bei $n_s = 1400$ Touren pro min und angenehme Flugzeuggeschwindigkeit $V_s = 115$ km/h. Verlangt: Durchmesser, Steigung und Wirkungsgrad eines zweckmäßigen Propellers.

Zur Verfügung stehendes Drehmoment

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2\pi \cdot n_s} \cdot 60 = 65 \text{ mkg};$$

$$n = \text{Tourenzahl pro s} = \frac{n_s}{60} = \frac{1400}{60} = 23,3;$$

$V_e =$ Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers in ms unter Berücksichtigung des Vor- bzw. Nachstroms $= V_m \cdot (1 - w)$;

$$V_m = \text{Flugzeuggeschwindigkeit in ms} = \frac{V_s}{3,6} = \frac{115}{3,6} = 32 \text{ ms};$$

$w =$ (angenommene) Nachstromziffer $= 0,10$;

$$V_e = 32 \cdot 0,90 = 28,8 \text{ ms};$$

$$\text{Tourenmomentgrad } C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 23,3 \cdot \sqrt[3]{\frac{65}{28,8^5}} = 0,345.$$

Für diesen Wert von $C_{nm} = 0,345$ bestimmen die Diagramme Fig. 58 ein zweckmäßiges Steigungsverhältnis $H_w/D = 0,60$, den diesem zugeordneten Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 0,21$$

und einen Wirkungsgrad $\eta_p = 57,2\%$. Mithin ergibt sich ein Propellerdurchmesser

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 2,21 \cdot \frac{28,8}{23,3} = 2,74 \text{ m}$$

und eine wirksame Steigung von

$$H_w = D \cdot 0,60 = 2,74 \cdot 0,60 = 1,64 \text{ m}.$$

Erfahrungsmäß ist nun die Sehnensteigung eines normalen Luftpropellers um einen gewissen Prozentsatz kleiner als die oben bezeichnete wirksame der betreffenden Modellpropeller Gruppe A, so daß sich im vorliegenden Fall unter Zugrundelegung eines bestimmten Propellersystems, bei dem dieser Unterschied im Durchschnitt c. 4 % beträgt, für die Konstruktion eine Steigung von

$$H = H_w \cdot 0,96 = 1,64 \cdot 0,96 = 1,57 \text{ m}$$

ergeben würde.

Aufgabe b: Gegeben: Motor $WPS = 165$ abgebremsten Wellenpferdestärken bei $n_s = 1400$ Touren pro Minute und angenommene Flugzeuggeschwindigkeit $V_s = 130$ km/h.

$$\text{Drehmoment } M = \frac{WPS \cdot 75}{2\pi \cdot n_s} \cdot 60 = \frac{165 \cdot 75}{2\pi \cdot 1400} \cdot 60 = 84,5 \text{ mkg.}$$

$$n = 23,3 \text{ pro s};$$

$$V_e = \frac{V_s}{3,6} (1 - w) = \frac{130}{3,6} \cdot 0,90 = 32,5 \text{ m/s};$$

$$\text{Tourenmomentgrad } C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 23,3 \cdot \sqrt[3]{\frac{84,5}{32,5^5}} = 0,309.$$

Dieser Wert von $C_{nm} = 0,309$ bestimmt nach den Diagrammen Fig. 58 ein zweckmäßiges Steigungsverhältnis $H_w/D = 0,64$, den diesem zugeordneten Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 2,02$$

und einen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 58,7\%$. Mithin beträgt der Durchmesser des passenden Propellers

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 2,02 \cdot \frac{32,5}{23,3} = 2,81 \text{ m},$$

die wirksame Steigung

$$H_w = D \cdot 0,64 = 2,81 \cdot 0,64 = 1,80 \text{ m}$$

und die Sehnensteigung

$$H = H_w \cdot 0,96 = 1,80 \cdot 0,96 = 1,73 \text{ m}.$$

Aufgabe c:

$$WPS = 235; n_s = 1400 \text{ s};$$

$$V_s = 155 \text{ km/h};$$

$$M = \frac{235 \cdot 75}{1400} \cdot 60 = 120 \text{ mkg};$$

$$V_e = \frac{155}{3,6} \cdot 0,90 = 38,8 \text{ m/s};$$

$$n = 23,3;$$

$$C_{nm} = 23,3 \cdot \sqrt[3]{\frac{120}{38,8^5}} = 2,58;$$

$$H_w/D = 0,72;$$

$$\eta_p = 60,5\%;$$

$$C_s = 1,77;$$

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 1,77 \cdot \frac{38,8}{23,3} = 2,95 \text{ m};$$

$$H_w = D \cdot 0,8 = 2,95 \cdot 0,72 = 2,12 \text{ m};$$

$$H = H_w \cdot 0,96 = 2,12 \cdot 0,96 = 2,03 \text{ m}.$$

Der Vollständigkeit wegen sind schließlich in den Diagrammen Fig. 58 die Ergebnisse der Propellergruppe A entsprechend den Ausführungen im Teil I, Abschnitt F auch noch als Funktion des sogenannten Durchmessermomentgrades

$$C_{dm} = \frac{1}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}}$$

aufgetragen, d. h. geeignet zur bequemen Auswertung, wenn für den Propellerdurchmesser aus konstruktiven Gründen ein bestimmtes Maß eingehalten und der Motor seine volle Leistung mit der Konstruktionstourenzahl bei einer verlangten (geschätzten) Geschwindigkeit abgeben soll. In diesem Falle handelt es sich darum, ohne Rücksicht auf den Propellerwirkungsgrad nur noch die erforderliche Steigung zu ermitteln, bei deren Wahl es möglich ist, die vorhandene Leistung des Motors bei der betreffenden Flugzeuggeschwindigkeit aufzuzeihen.

Zahlenbeispiel: Aufgabe d.

Gegeben sei ein Motor von $WPS = 165$ abgebremste Pferdestärken, der seine Normalleistung bei $n_s = 1400$ Touren pro min. aufweist. Der Propellerdurchmesser soll $D = 2,70$ m

nicht überschreiten und der Motor bei $V_e = 110$ km/h Flugzeuggeschwindigkeit auf seine volle Tourenzahl kommen.

Drehmoment $M = 84,5$ mkg; ω

$n = 23,3$ pro s;

$V_e = V_m (1 - w) = \frac{110}{3,6} \cdot 0,9 = 27,5$ m/s;

Durchmessermomentgrad

$$C_{dm} = \frac{1}{D} \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^2}} = \frac{1}{2,7} \cdot \sqrt[3]{\frac{84,5}{27,5^2}} = 0,178$$

Slipgrad $C_s = \frac{nD}{V_e} = \frac{23,3 \cdot 2,7}{27,5} = 2,29$;

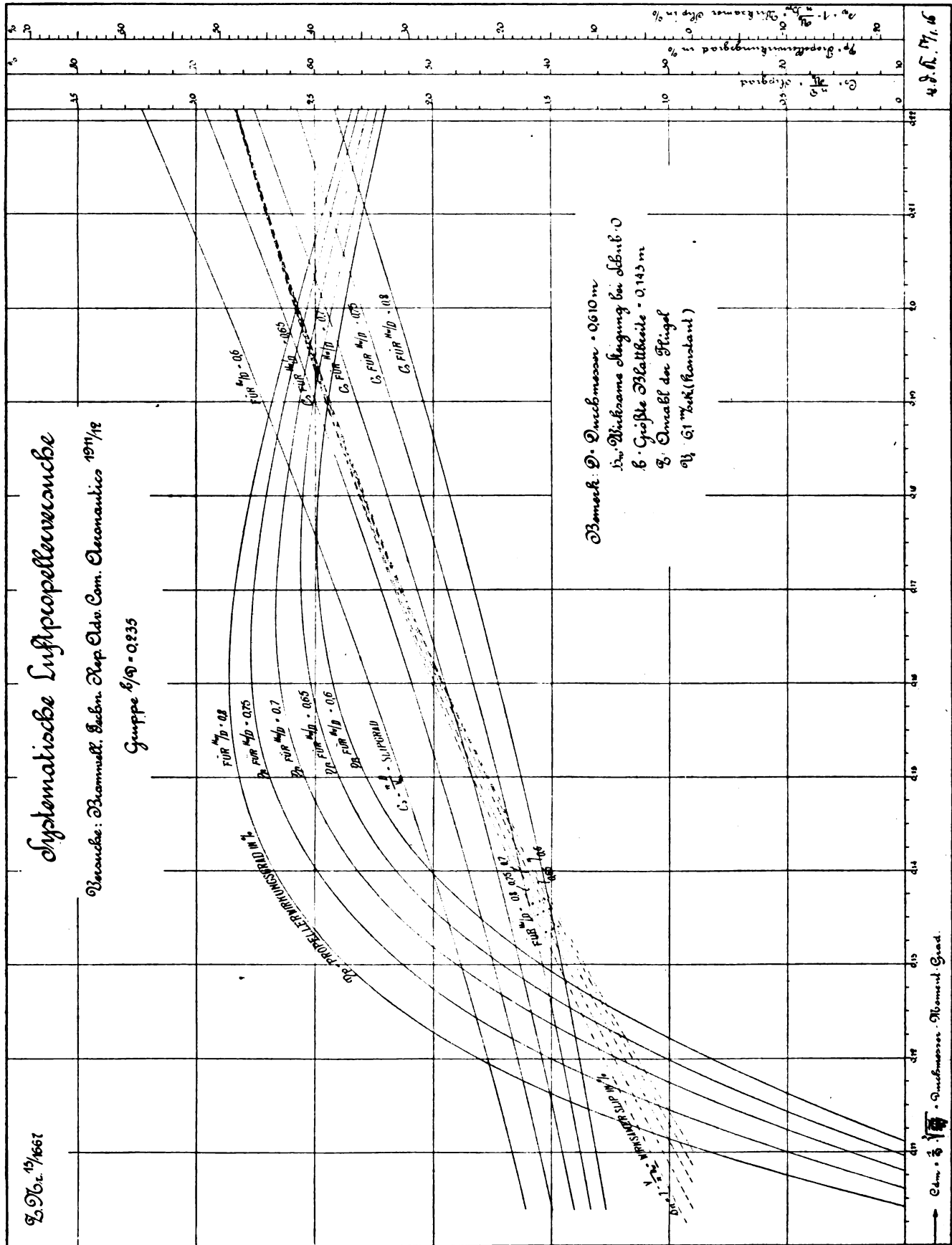


Fig. 59.

Für diese Werte von $C_{dm} = 0,178$ und $C_s = 2,29$ bestimmen die Diagramme Fig. 59 ein erforderliches Steigungsverhältnis $H_w/D = 0,66$ und einen Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 61,5\%$.

Mithin beträgt die wirksame Steigung

$$H_w = D \cdot 0,66 = 2,7 \cdot 0,66 = 1,78 \text{ m}$$

und die Sehnensteigung des Propellers

$$H = H_w \cdot 0,96 = 1,78 \cdot 0,96 = 1,71 \text{ m.}$$

Die in obigen Zahlenbeispielen auf Grund der Auswertungsdiagramme der Propellerserie A berechneten Propellerhauptdimensionen und Wirkungsgrade stellen wegen der Abweichung der untersuchten Modellpropeller von den Konstruktionsverhältnissen der verschiedenartigen Systeme neuerer ausgeführten Luftschrauben naturgemäß noch keine absoluten Werte dar. Die Diagramme können jedoch einem geschickten Konstrukteur als ein relativer Maßstab dienen, um mit Hilfe von erfahrungsgemäß durch Nachrechnung abgeleiteten Übertragungskoeffizienten auf die Verhältnisse naturgroßer Luftschrauben zu kommen.

Wünschenswert dürfte es noch erscheinen, in gleicher Weise wie dies im Teil I Abschnitt G an dem Beispiel der untersuchten Wasserpropeller durchgeführt worden ist, auf Grund der Versuchsergebnisse der Modell-Luftpropeller allgemeine, in gewissen beschränkten Grenzen gültige Formeln abzuleiten, welche es dem Konstrukteur ermöglichen, auch ohne direkte Benutzung der Diagramme in einem bestimmten vorliegenden Fall die Hauptdimensionen des zweckmäßigsten Propellers überschläglich festzustellen. Nach den Diagrammen Fig. 58 steht der Slipgrad für die zweckmäßigsten Propeller C_s mit dem Tourenmomentgrad

$$C_{nm} = n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}}$$

ungefähr in folgender Beziehung

$$C_s' = \frac{nD}{V_e} = k \cdot (C_{nm})^{3/4} = k \cdot \left(n \cdot \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} \right)^{3/4};$$

worin k eine Konstante bedeutet.

$$\frac{n^4 D^4}{V_e^4} = \frac{n^3 M}{V_e^5};$$

$$n D^4 = k \cdot \frac{M}{V_e};$$

$$D^4 = k \cdot \frac{M}{V_e \cdot n} = k \cdot \frac{M \cdot n}{V_e \cdot n^2} = k \cdot \frac{WPS}{V_e \cdot n^2};$$

$$D = k \cdot \sqrt[4]{\frac{WPS}{V_e \cdot n^2}};$$

oder für die Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers V_e in ms die Flugzeuggeschwindigkeit V_s in km/h und für die Tourenzahl n pro Sekunde die pro Minute n_s eingesetzt:

$$D = k \cdot \sqrt[4]{\frac{WPS}{V_s \cdot n_s^2}};$$

D = Propellerdurchmesser in m.

Diese Formel ist in ihrem Aufbau mit der im Teil I (s. Heft 7/8 Jahrg. 1916 d. Zeitschr. S. 121) bereits für die Dimensionierung von Wasserpropellern abgeleiteten vollkommen gleichartig, obwohl dort die Auswertung für die im Maximum überhaupt erreichbaren Wirkungsgrade vorgenommen wurde.

Führt man der Bequemlichkeit wegen in die Rechnung die Werte von V_s mit dem hundertsten Teil ihres absoluten und die von n_s mit dem tausendsten desselben ein, so ergibt sich eine genügende Übereinstimmung des aus dieser Formel errechneten Durchmessers mit dem auf Grund der Diagramme in den obigen Aufgaben a—c ermittelten, wenn man den Beiwert k gleich 1 wählt.

Aufgabe a: $WPS = 127$; $n_s = 1400/\text{min}$. $V_s = 151 \text{ kmh}$.

$$D = 1 \cdot \sqrt[4]{\frac{127}{1,15 \cdot 1,4^2}} = 2,74 \text{ m.}$$

Aufgabe b: $WPS = 165$; $n_s = 1400/\text{min}$.

$$V_s = 130 \text{ km/h.}$$

$$D = 1 \cdot \sqrt[4]{\frac{165}{1,3 \cdot 1,4^2}} = 2,83 \text{ m.}$$

Aufgabe c: $WPS = 235$; $n_s = 1400/\text{min}$.

$$V_s = 155 \text{ km h.}$$

$$D = 1 \cdot \sqrt[4]{\frac{235}{1,55 \cdot 1,4^2}} = 2,96 \text{ m.}$$

Die bei zweckmäßiger Propellerdimensionierung erreichbaren Wirkungsgrade η_p stehen mit den Werten der Slipgrade C_s nach den Diagrammen Fig. 58 in der gesetzmäßigen Beziehung:

$$\eta_p = \frac{k}{\sqrt[3]{C_s}} = k \cdot \sqrt[3]{\frac{V_e}{nD}} = k \cdot \sqrt[3]{\frac{V_s}{n_s \cdot D}}.$$

Für n_s mit $\frac{1}{1000}$ und V_s mit $\frac{1}{100}$ ihrer absoluten Werte ist der konstante Beiwert k im Durchschnitt etwa 0,85, wie ebenfalls an den obigen 3 Aufgaben zahlenmäßig nachgewiesen werden kann:

Aufgabe a: $V_s = 115 \cdot n_s = 1400$; $D = 2,74 \text{ m}$

$$\eta_p = 0,85 \cdot \sqrt[3]{\frac{1,15}{1,4 \cdot 2,74}} = 0,570.$$

Aufgabe b: $V_s = 130$; $n_s = 1400$; $D = 2,83 \text{ m}$

$$\eta_p = 0,85 \cdot \sqrt[3]{\frac{1,30}{1,40 \cdot 2,83}} = 0,586.$$

Aufgabe c: $V_s = 155$; $n_s = 1400$; $D = 2,96$

$$\eta_p = 0,85 \cdot \sqrt[3]{\frac{1,55}{1,4 \cdot 2,96}} = 0,610.$$

Diese auf Grund der Diagramme ermittelten Wirkungsgrade stellen wegen der Abweichung der untersuchten Modellpropeller von üblichen ausgeführten Luftschrauben naturgemäß ebenfalls noch keine absoluten Werte dar, sondern können nur als relativer Maßstab und als ein ungefähre Anhalt zur Beurteilung der zu erwartenden Verhältnisse dienen. Sie sind an sich nicht unwesentlich kleiner, als sie in der Praxis meistens in derartigen Fällen angenommen werden, was darauf zurückgeführt werden kann, daß bei obigen Beispielen durchweg mit einer Vor- oder Nachstromgeschwindigkeit von 10% und infolgedessen mit einer um den gleichen Prozentsatz geringeren Fortschrittsgeschwindigkeit des Propellers gerechnet worden ist, während die Luftpropellerkonstrukteure letztere meistens gleich der Flugzeuggeschwindigkeit einsetzen und daher fälschlicherweise auf eine entsprechend größere effektive Propellerschubarbeit kommen, die bei Zugrundelegung derselben Motorstärke scheinbar einem besseren Propellerwirkungsgrad entspricht.

Um schließlich nach Festlegung des auf obige Weise ermittelten zweckmäßigsten Propellerdurchmesser auch die zugehörige Steigung rein rechnerisch, ohne direkte Anwendung der Diagramme in den durch die Aufgaben a—c bezeichneten Konstruktionsfällen zu finden, kann die gesetzmäßige Abhängigkeit der Kurve des wirksamen Slips s_w von der des sog. Slipgrades C_s benutzt werden. Der wirksame Slip nimmt nach den Diagrammen Fig. 58 bei den höheren Tourenmomentgraden C_{om} in der Weise zu, daß den zugeordneten höheren Slipgraden C_s und niedrigeren Steigungsverhältnissen H_w/D die größeren Werte von s_w entsprechen. Führt man der Bequemlichkeit wegen, statt des Slips die diesen ebenfalls kennzeichnenden Verhältnisse von $\frac{nH}{V_e}$ ein, so findet man in den Grenzen, wie sie für übliche Propellerausführungen in Frage kommen, d. h. zwischen den Tourenmomentgraden C_{nm} von 0,25 bis 0,35 folgenden Zusammenhang:

$$\frac{nH_w}{V_e} = 1,09 \cdot \sqrt[4]{C_s} = 1,09 \cdot \sqrt[4]{\frac{nD}{V_e}}.$$

Da die Werte von n und V_e durch die Aufgabe gegeben und der Durchmesser D bereits ermittelt worden ist, so kann man die wirksame Steigung H_w zahlenmäßig wie folgt bestimmen:

Aufgabe a: $n = 23,3$; $D = 2,74$; $V_e = 28,8$;

$$\frac{n H_w}{V_e} = 1,09 \cdot \sqrt[4]{\frac{23,3 \cdot 2,74}{28,8}} = 1,325;$$

$$H_w = 1,325 \cdot \frac{28,8}{23,3} = 1,64 \text{ m.}$$

Aufgabe b; $n = 23,3$; $D = 2,83$; $V_e = 32,5$;

$$\frac{n H_w}{V_e} = 1,09 \cdot \sqrt[4]{\frac{23,3 \cdot 2,83}{32,5}} = 1,302;$$

$$H_w = 1,30 \cdot \frac{32,5}{23,3} = 1,81 \text{ m.}$$

Aufgabe c: $n = 23,3$; $D = 2,96$; $V_e = 38,8$;

$$\frac{n H_w}{V_e} = 1,09 \cdot \sqrt[4]{\frac{23,3 \cdot 2,96}{38,8}} = 1,26;$$

$$H_w = 1,26 \cdot \frac{38,8}{23,3} = 2,10 \text{ m.}$$

Die auf diese Weise auf Grund der Beziehungsgleichung rein rechnerisch ermittelten Werte für die wirksamen Steigungen H_w stimmen mit den aus den Diagrammen gefundenen genügend überein, müssen aber wie diese, um auf die Sehnsteigungen zu kommen, je nach den Querschnitts- und Breitenverhältnissen der Flügel des betreffenden Systems noch um einen gewissen (konstanten) Prozentsatz reduziert werden. Diese Steigungen dürfen aber naturgemäß nur unter der Voraussetzung gewählt werden, daß es auch wirklich möglich ist, die in obiger Weise errechneten zweckmäßigsten Propellerdurchmesser einzuhalten. Ist dies aus konstruktiven Gründen nicht der Fall, muß man z. B. unter den gestellten Bedingungen mit einem kleineren (beschränkten) Durchmesser auszukommen suchen, so ist es erforderlich, die Steigung entsprechend zu erhöhen, um die zur Verfügung stehende Motorenleistung mit der normalen Tourenzahl bei der betreffenden Geschwindigkeit abgeben zu können. Über den Zusammenhang, welcher unter diesen Umständen zwischen Durchmesser und Steigung gewahrt werden muß, lassen sich aus den Diagrammen Fig. 58 ebenfalls Schlußfolgerungen ziehen. Für einen unter mittleren Verhältnissen vorliegenden Tourenmomentgrad $C_{n_m} = 0,30$ verhalten sich die zu wählenden Steigungsverhältnisse H_w/D umgekehrt wie die Quadrate der zugehörigen Slipgrade

$$C_s = \frac{n D}{V_e}.$$

Mithin besteht die Beziehungsgleichung:

$$H_w/D = \frac{1}{C_s^2} = k \cdot \frac{V_e^2}{n^2 D^2},$$

wobei k eine Konstante bedeutet.

$$H_w \cdot D = k \cdot \frac{V_e^2}{n^2}.$$

Da die Werte von V_e und n durch die Aufgabe gegeben sind und auch eingehalten werden sollen, so ist der Ausdruck

$$k \cdot \frac{V_e^2}{n^2}$$

als Konstante zu betrachten. Es folgt daraus, daß das Produkt $H_w \cdot D$, d. h. Steigung mal Durchmesser, bei Änderung des letzteren auf einen kleineren als dem vorher für die zweckmäßigsten Verhältnisse errechneten Wert ebenfalls als gleich groß eingehalten werden muß und die Steigung dementsprechend zu erhöhen wäre. Ist es also im Fall der Aufgabe c nicht möglich, den vorher ermittelten Durchmesser von $D = 2,95$ m zu wählen und muß man mit einem solchen von nur $D = 2,80$ m auszukommen suchen, so wäre auch die oben errechnete Steigung $H_w = 2,10$ m entsprechend in folgender Weise zu ändern.

$$H_w \cdot D = 2,10 \cdot 2,95 = 6,20 = k;$$

$$D' = 2,80 \text{ m.}$$

$$H_w' \cdot D' = 6,20;$$

$$H_w' = \frac{6,20}{2,80} = 2,21 \text{ m.}$$

Ob bei Wahl dieses kleineren Durchmessers von $D' = 2,80$ m und der zugehörigen höheren Steigung von $H' = 2,21$ m der Propellerwirkungsgrad bei Höchstgeschwindigkeit eine Verringerung erleidet, dürfte nach dem Verlauf der Wirkungsgradkurven in den Diagrammen Fig. 46 zu urteilen noch zweifelhaft sein, wahrscheinlich wird sogar das Umgekehrte eintreten und das Flugzeug nur in seinen Aufstiegsverhältnissen eine Verschlechterung erfahren. (Schluß folgt.)

Über die Veränderlichkeit der Angaben des Robinsonschen Schalenkreuzes.

Von Dr.-Ing. W. Wilke, Privatdozent an der Universität Leipzig.

Zur Bestimmung der Eigengeschwindigkeit von Flugzeugen werden wegen ihrer Einfachheit viel die Fahrtmesser angewandt, die auf manometrischem Wege die Geschwindigkeit gemäß der Beziehung messen:

$$p = \beta \cdot \frac{\gamma \cdot w^2}{2g}.$$

worin

- p der am Manometer abgelesene Staudruck,
- β eine der Röhre eigene Konstante, Beiwert genannt,
- γ das spezifische Gewicht der Luft,
- w die Windgeschwindigkeit,
- g die Erdbeschleunigung

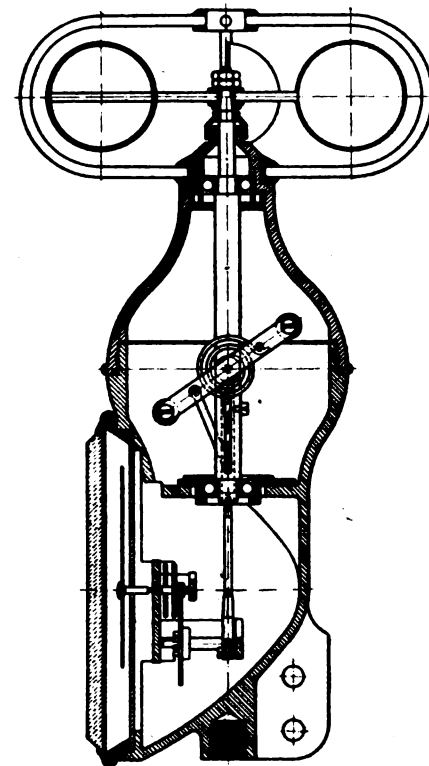


Fig. 1.

Schalenkreuzanemometer von Wilhelm Morell, Leipzig.

sind. Sie haben bekanntlich den Nachteil, daß ihre Angaben sehr stark von der Luftdichte beeinflusst werden. Es treten dadurch Abweichungen auf, die in Höhen von beispielsweise 5000 m etwa 40% betragen. Im Gegensatz dazu ist die Anzeige der Fahrtmesser, die, wie es die Fig. 1 zeigt¹⁾, mit dem Robinsonschen Schalenkreuz ausgerüstet sind, praktisch eine un-

¹⁾ Ausführung des Tachometerwerkes Wilhelm Morell, Leipzig.

veränderte. Das Schalenkreuz nimmt im Winde eine ganz bestimmte mittlere Winkelgeschwindigkeit an, und zwar derart, daß die mittlere absolute Geschwindigkeit des Schalenmittelpunktes in annähernd konstantem Verhältnis c zur Windgeschwindigkeit steht. Bei ihnen ist lediglich die Reibung der Tachometerspindel die Veranlassung, daß die Angaben eine Änderung erliden können. Wäre keine Reibung vorhanden, so läßt sich übrigens über das Verhältnis c folgende Rechnung anstellen, die auch zu gleicher Zeit über die beim Schalenkreuz auftretenden Kräfte Aufschluß gibt. Sie soll zum Ziel nicht die Ermittlung der Größe von c haben, die einfacher durch den Versuch festgestellt werden kann, sondern nur Schlüsse auf die Gesetzmäßigkeit der Veränderungen von c durch Reibung, Luftdichte und Windgeschwindigkeit zulassen.

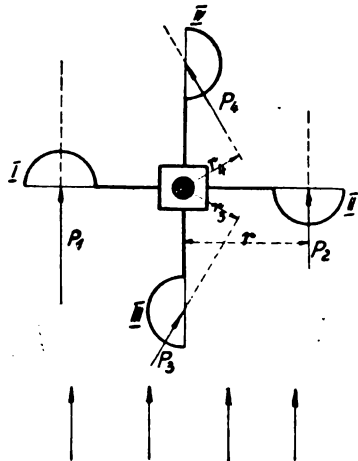


Fig. 2.

Bei der in Fig. 2 dargestellten Stellung des Schalenkreuzes wirken auf die vier Schalen die Kräfte P_1, P_2, P_3 und P_4 , deren resultierendes Moment in bezug auf die Drehachse M_w sei. Bei gleichförmiger Geschwindigkeit des Schalenkreuzes, also bei der Winkelgeschwindigkeit $\omega = \text{konst.}$ und damit der Winkelbeschleunigung $\varepsilon = \frac{d\omega}{dt} = 0$, wird M_w gleich Null:

$$M_w = P_1 \cdot r - P_2 \cdot r - P_3 \cdot r_3 - P_4 \cdot r_4 = 0 \quad (1)$$

Ganz allgemein berechnet sich die auf eine einzelne Schale vom Winde ausgeübte Kraft aus der Beziehung

$$P = \psi \cdot \mu \cdot F \cdot w^2 \quad (2)$$

worin

ψ ein von der Form der Schale abhängiger Koeffizient,
 F die Projektion der Kugelschale auf die Normalebene zur Windrichtung,

μ die Luftdichte $\left(= \frac{\gamma}{g} \right)$

w die relative Geschwindigkeit der Schale zur umgebenden Luft

sind.

Danach ergibt sich die Berechnung von P_1 und P_2 in einfacher Weise wie folgt:

Nennt man die absolute Geschwindigkeit des Schalenmittelpunktes w_s und die absolute Windgeschwindigkeit w_1 , so berechnen sich P_1 und P_2 zu

$$P_1 = \psi_1 \cdot \mu \cdot F_1 \cdot w_1^2 = \psi_1 \cdot \mu \cdot F_1 \cdot (w_1 - w_s)^2 \quad (2a)$$

$$P_2 = \psi_2 \cdot \mu \cdot F_2 \cdot w_2^2 = \psi_2 \cdot \mu \cdot F_2 \cdot (w_1 + w_s)^2 \quad (2b)$$

Für die Ermittlung von P_3 und P_4 liegen die Verhältnisse etwas verwickelter, da die zugehörigen relativen Schalen-
geschwindigkeiten w_3 und w_4 nicht mit der Richtung von w_s und w_1 wie bei der Schale I und II zusammenfallen. Sie ergeben sich (Fig. 3) als Resultierende aus w_1 und w_s und sind untereinander gleich. Es ist

$$w_3 = w_4 = \sqrt{w_1^2 + w_s^2}$$

Ferner sei der Einfachheit halber die Annahme gemacht, die mit einiger Annäherung auch zutreffen dürfte, daß $\psi_3 = \psi_4$

ist. Es wird dann in diesem Falle, da die Projektionen der Kugelschalen auf die Normalebene zur Windrichtung ebenfalls einander gleich sind,

$$P_3 = P_4 = \psi_3 \cdot \mu \cdot F_3 \cdot w_3^2$$

Der zu der Kraft P_3 und P_4 gehörige Hebelarm $r_3 = r_4$ ist unter der — allerdings nicht sehr sicheren — Annahme, daß die Kräfte P_3 und P_4 in der Richtung der resultierenden Geschwindigkeiten wirken und durch den Schalenmittelpunkt gehen,

$$r_3 = r_4 = r \cdot \sin \alpha$$

und da man den Winkel α in Beziehung zu w_1 und w_s setzen kann, nämlich

$$\text{tg } \alpha = \frac{w_s}{w_1}$$

wird

$$r_3 = r_4 = r \cdot \frac{w_s}{\sqrt{w_1^2 + w_s^2}}$$

Falls die Annahme nicht zutrifft, tritt in der Formel für r_3 und r_4 noch ein Berichtigungsfaktor hinzu, der in der weiteren Rechnung in ψ_3 hineingenommen werden mag.

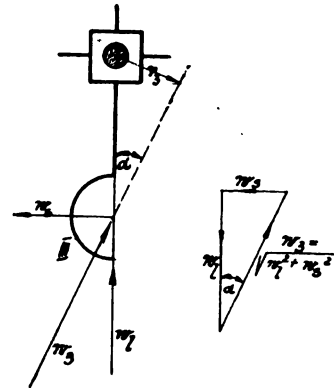


Fig. 3.

Dann geht Gleichung (1) über in

$$M_w = P_1 \cdot r - P_2 \cdot r - 2 P_3 \cdot r \cdot \sin \alpha \quad (1a)$$

oder

$$M_w = \psi_1 \cdot \mu \cdot F_1 \cdot (w_1 - w_s)^2 \cdot r - \psi_2 \cdot \mu \cdot F_2 \cdot (w_1 + w_s)^2 \cdot r - 2 \psi_3 \cdot \mu \cdot F_3 \cdot r \cdot w_s \cdot \sqrt{w_1^2 + w_s^2} = 0 \quad (3)$$

oder

$$M_w = \mu \cdot f(w_1, w_s) = 0 \quad (3a)$$

wo $f(w_1, w_s)$ eine homogene Funktion der Veränderlichen w_1 und w_s ist, die sich also in diesem Falle, wenn man $\frac{w_s}{w_1} = c$ setzt, auf die Form bringen läßt

$$f(w_1, w_s) = w_1^2 \cdot f(c)$$

Damit geht Gleichung (3a) über in

$$M_w = \mu \cdot w_1^2 \cdot f(c) = 0 \quad (4)$$

oder

$$f(c) = 0 \quad (4a)$$

d. h. c ist unabhängig von μ und w_1 .

Dieselbe Form der Gleichung würde man auch erhalten, wenn man die obige Entwicklung für eine beliebige Stellung des Schalenkreuzes gemacht hätte, wie sie Fig. 4 zeigt, wobei Schale III den Winkel δ mit der Windrichtung bildet. Nun wird c zwar einen anderen Wert annehmen, doch immer noch unabhängig von μ und w_1 sein, da die Gleichung dieselbe Form haben wird. Innerhalb einer Drehung um 90° wird die Bewegung des Schalenkreuzes daher eine abwechselnd beschleunigte und verzögerte sein, und tatsächlich müßte in der Gleichung (1)

noch das von der Massenkraft herrührende Moment $= J \cdot \frac{dw}{dt}$ hinzugefügt werden. Jedoch ist als sehr wahrscheinlich anzunehmen, daß die Abweichungen von der gleichförmigen Be-

wegung so gering sind, daß auch in diesem Falle die Folgerungen über die Unveränderlichkeit des Verhältnisses c noch zutreffen dürften.

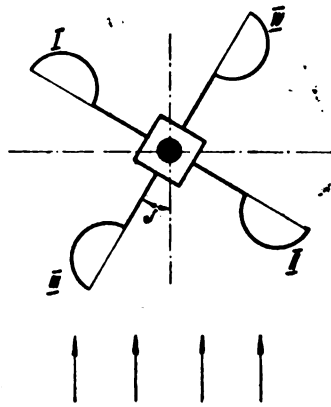


Fig. 4.

Durch die Reibung der Tachometerwelle ändert sich jedoch die Abhängigkeit dieses Verhältnisses, da in der Gleichung (1) noch das Moment der Reibung hinzuzufügen ist, wodurch die Gleichung die Form erhält:

$$M_w - M_R = 0 \dots \dots \dots (5)$$

M_R setzt sich aus einem Moment M_{Rh} , hervorgerufen durch den horizontalen Winddruck, und einem Moment M_{Rv} , hervorgerufen durch das Gewicht des drehbaren Systems, zusammen:

$$M_R = M_{Rh} + M_{Rv}$$

M_{Rh} berechnet sich zu

$$M_{Rh} = \rho \cdot r_1 \cdot \Sigma P = \rho \cdot r_1 \cdot (P_1 + P_2 + P_3 \cdot \cos \alpha + P_4 \cdot \cos \alpha) \\ = \rho \cdot r_1 \cdot (P_1 + P_2 + 2 P_3 \cdot \cos \alpha)$$

wo

ρ die ideale Kugellager-Reibungszahl,
 r_1 den Wellenhalbmesser

bedeuten. Aus denselben Gründen wie bei Gleichung (1a) ist auch M_{Rh} eine homogene Funktion von w_1 und w_a .

Der Ausdruck läßt sich also auch in der Form darstellen:

$$M_{Rh} = \mu \cdot \rho \cdot w_1^2 \cdot f_1(c) \dots \dots \dots (6)$$

Durch das vom horizontalen Winddruck herrührende Moment würde demnach das Verhältnis c zwar einen anderen Wert annehmen, aber diesen unverändert beibehalten.

Anders ist es mit der Größe M_{Rv} , welche in keiner Weise durch die Kräfte P beeinflußt, sondern lediglich durch das Gewicht G des drehbaren Systems hervorgerufen wird. Man erhält

$$M_{Rv} = \rho \cdot r_1 \cdot G = \rho \cdot \text{konst} = \rho \cdot k \dots \dots (7)$$

Dann geht Gleichung (5) über in

$$\mu \cdot w_1^2 \cdot f(c) - \mu \cdot \rho \cdot w_1^2 \cdot f_1(c) - \rho \cdot k = 0 \dots \dots (8)$$

oder

$$f(c) - \rho \cdot f_1(c) - \frac{\rho \cdot k}{\mu \cdot w_1^2} = 0 \dots \dots (8a)$$

Aus der letzten Gleichung ist ersichtlich, daß in diesem Falle das Verhältnis c von μ , w_1 und ρ abhängig ist, während k als Konstante hierfür ohne Einfluß ist. Selbst wenn μ und ρ , wie es z. B. bei der Eichung eines solchen Instrumentes der Fall ist, ihren Wert unverändert beibehalten, wird sich c infolge des von der vertikalen Reibung herrührenden letzten Gliedes der linken Seite verändern. Aus dem Aufbau der Gleichung sieht man, daß sich c asymptotisch einem Grenzwert nähert, der durch $w_1 = \infty$, in welchem Falle das letzte Glied verschwindet, bestimmt wird. Die verschiedenen Werte für c sind an einem sorgfältig in der Modellversuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen geeichten Anemotachometer der in Fig. 1 gezeigten Bauart festgestellt und in Fig. 5 und Tabelle I wiedergegeben. Da es allgemein üblich ist, das Verhältnis c in der Form $1 : n$ anzugeben, so bezieht sich Fig. 5 und Tabelle I auch auf n , also den reziproken Wert von c . Der Versuch zeigt, daß die Kurve für c tatsächlich

den angegebenen Verlauf nimmt und die Größe c sich dem Werte $1 : 3$ nähert, den Robinson für das Schalenkreuz übrigens auch angibt.

Tabelle I.

Luftgeschwindigkeit w_1 ms	Schalengeschwindigkeit w_a ms	$n = \frac{1}{c}$
14,4	4,40	3,27
17,7	5,57	3,18
20,6	6,64	3,10
23,4	7,48	3,00
26,1	8,43	3,10
28,7	9,35	3,07
31,5	10,22	3,08
34,2	11,27	3,04
37,3	12,22	3,04
40,1	13,23	3,03
43,4	14,49	3,00

Über den Einfluß von ρ und μ läßt sich folgendes sagen: ρ kann mit ausreichender Genauigkeit als unabhängig von der Belastung und der Geschwindigkeit angenommen werden und ist insofern nur mit der Temperatur veränderlich, als bei sehr tiefen Temperaturen durch Gefrieren des Öles in den Kugellagern sich die Reibung um das Mehrfache erhöhen wird.

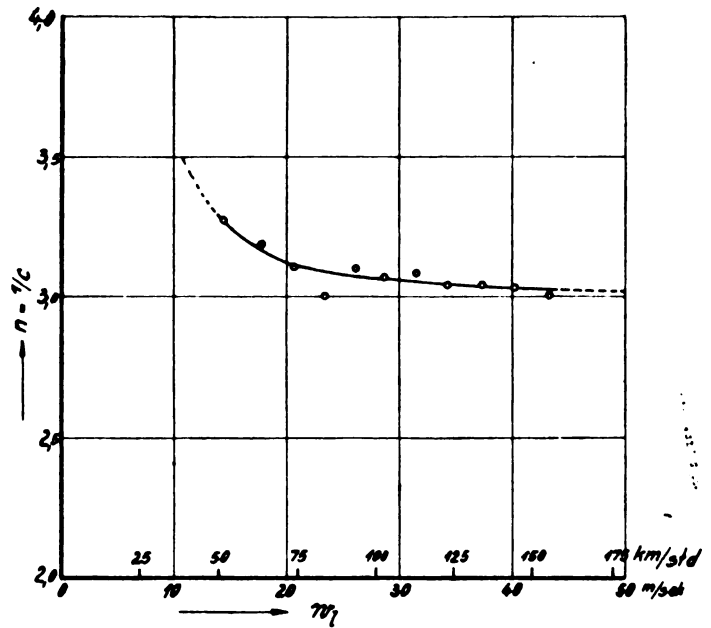


Fig. 5.

Darstellung des von $1/c$ in Abhängigkeit von w_1 .

$\mu = \frac{\gamma}{g}$ ist abhängig von Druck (Flughöhe), Feuchtigkeit und Temperatur der Luft.

Rechnerisch dürften sich diese Verhältnisse nur sehr schwierig verfolgen lassen, und, um hierüber Aufschluß zu erhalten, wäre der einzig gangbare Weg durch Versuche gegeben. Allerdings lassen sich wiederum Versuche, bei denen die Luftdichte beliebig verändert werden kann, schwerlich ausführen. Die Untersuchungen auf einem Flugzeuge selbst auszustellen, indem man mit dem Apparate in bestimmten Höhen entsprechend den hier vorhandenen Luftdichten Messungen macht, würde nicht den Einfluß von μ allein erkennen lassen, weil in größeren Höhen auch die Temperatur und damit die Reibung sich ändert. Der Einfluß der Dichte läßt sich aber, da μ in dem letzten Gliede in Verbindung mit w_1^2 auftritt, durch folgende Überlegung ermitteln:

Die Änderung von c ist, falls ρ konstant bleibt, nur durch die Änderung des letzten Gliedes bestimmt. Diese Änderung kann man entweder durch μ oder durch w_1 erzeugen. Durch die Eichung ist die Veränderung von c durch w_1 festgestellt. Aus ihr kann man demnach auch die Veränderung durch μ

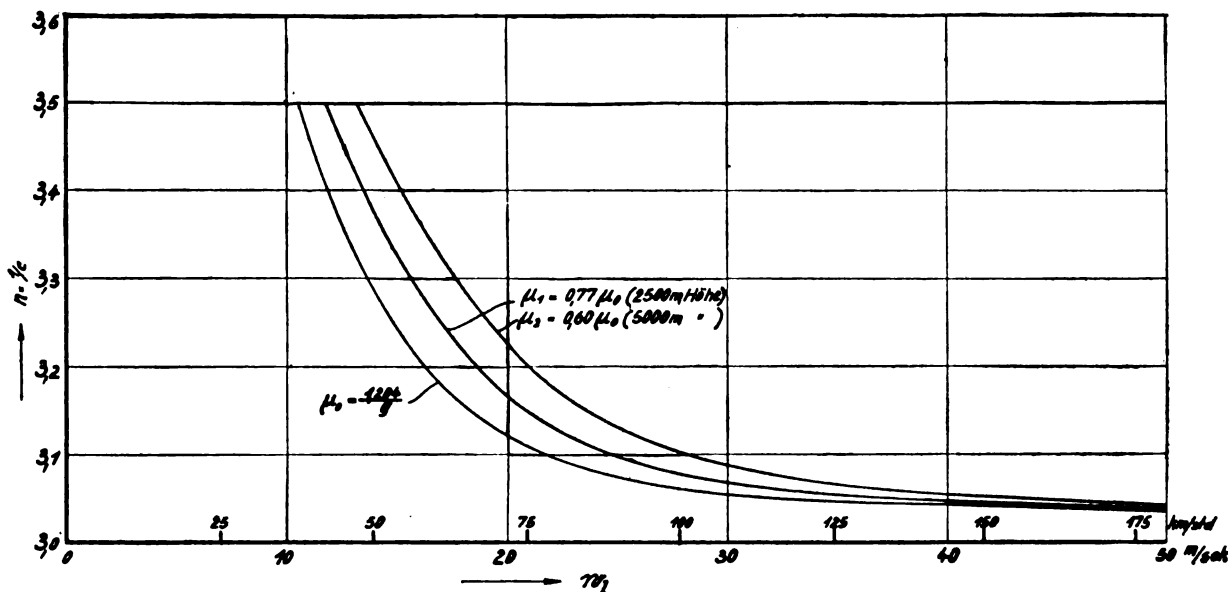


Fig. 6. Darstellung der Veränderlichkeit von $1/c$ durch μ .

direkt ablesen. Ändert sich nämlich bei der Windgeschwindigkeit w_1 die bei der Eichung vorhandene Luftdichte μ_0 in μ_1 , so hat sich das letzte Glied in

$$\frac{\rho \cdot k}{w_1^2 \cdot \mu_1}$$

geändert. Diese Änderung kann man sich aber auch bei konstantem μ_0 durch die Änderung von w_1 in w_1' hervorgerufen denken, und das Glied wird dann zu

$$\frac{\rho \cdot k}{w_1'^2 \cdot \mu_0}$$

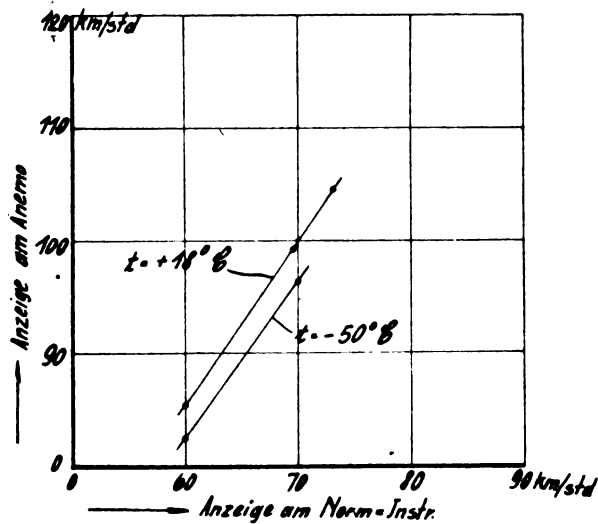


Fig. 7.

Darstellung des Einflusses der Temperatur auf die Angaben des Anemotachometers.

Soll beidemal die Änderung die gleiche sein, so ist

$$\frac{\rho \cdot k}{w_1^2 \cdot \mu_1} = \frac{\rho \cdot k}{w_1'^2 \cdot \mu_0}$$

oder

$$w_1' = w_1 \cdot \sqrt{\frac{\mu_1}{\mu_0}}$$

d. h. die gleiche Änderung des letzten Gliedes und damit von c erhält man auch, wenn nicht μ_0 in μ_1 , sondern w_1 in $w_1' = w_1 \cdot \sqrt{\frac{\mu_1}{\mu_0}}$ geändert wird. Man kann also für jeden Wert von μ bei der Windgeschwindigkeit w_1 das zugehörige c aus der

Eichkurve bestimmen, indem man sich den zu $w_1' = w_1 \cdot \sqrt{\frac{\mu_1}{\mu_0}}$ gehörigen Wert von c aufsucht.

In Fig. 5 sind die zu einem Werte $\mu_1 = 0,77 M_0$ und $\mu_2 = 0,60 \mu_0$ gehörigen Kurven aufgetragen. Es bedeutet dabei μ_0 den bei der Eichung vorhandenen Wert $\left(= \frac{1,204}{g} \right)$ der Luftdichte, während μ_1 und μ_2 einer mittleren Luftdichte in 2500 m und 5000 m Höhe entsprechen. Die dadurch hervorgerufene Veränderung ist besonders bei Geschwindigkeiten über 25 ms bzw. 90 kmh nur gering, und sie konnte nur dadurch kenntlich gemacht werden, daß $n = \frac{1}{c}$ in einem sehr großen Maßstabe aufgetragen wurde. Bei geringeren Geschwindigkeiten ist sie größer als bei den höheren und ist in Tabelle II zahlenmäßig angegeben. Demnach ist also bei Geschwindigkeiten von etwa 25 ms entsprechend 90 kmh, welches die annähernd geringsten Fluggeschwindigkeiten sind, aufwärts eine Veränderung kaum noch festzustellen, und für normale Verhältnisse dürften daher die durch die veränderte Luftdichte hervorgerufenen Fehler des Instrumentes keine Bedeutung haben.

Tabelle II.

Abweichungen von c in %.

Fahrtgeschwindigkeit w_1	ms	15	20	25	30	35	40
	kmh	54	72	90	108	126	144
Flughöhe in m	2500	2,6	1,5	0,8	0,4	0,3	0,1
	5000	5,0	3,3	1,8	1,0	0,7	0,5

Der Einfluß von ρ läßt sich in einfacher Weise durch den Versuch ermitteln. Zu diesem Zwecke wurde das Anemotachometer in einen mit einer Kältemischung gefüllten Kasten gesetzt, der mit einem Fenster zur Beobachtung der Skala versehen war¹⁾. Zunächst wurde durch Auswiegen die Reibung der Spindel bei verschiedenen Temperaturen festgestellt, wobei der Apparat in die wagerechte Lage gebracht und an Stelle des Schalenkreuzes ein kleiner Wagebalken von genau 6 cm Schenkellänge auf die Spindel gesetzt wurde. Das Reibungsmoment wurde bei $+18^\circ$, -10° , -15° und -50° C, welche Temperatur auch in großer Höhe kaum unterschritten wird, gemessen und ist mit den dazu gehörigen ideellen Kugellager-

¹⁾ Diese sowie die anderen erwähnten Versuche wurden im Laboratorium bzw. im Luftkanal der Firma Wilhelm Morell, Leipzig ausgeführt.

Reibungszahlen in Tabelle III wiedergegeben. Diese Reibungszahl entspricht nicht der in die Gleichung (8a) einzusetzenden, da sie im Ruhezustande der Spindel gefunden ist, während in Wirklichkeit die Reibung der Bewegung in Rechnung zu stellen ist. Diese ist geringer, und zwar höchst wahrscheinlich proportional kleiner als die Reibung der Ruhe. Man ersieht, daß von $+18^{\circ}$ bis zu -10° fast keine Veränderung von ρ eintritt, bei -15° und -50° ist sie sehr beträchtlich, was im Zähewerden des Öles in den Kugellagern seinen Grund hat.

Tabelle III.

Temperatur	$+18^{\circ}$	-10°	-15°	-50°
Reibungsmoment in cmg	0,855	0,888	2,58	5,10
Ideelle Kugellager- reibungszahl	0,024	0,025	0,071	0,141

Die gefundenen Resultate lassen nicht unmittelbar darauf schließen, wie die Angaben des Apparates von ρ beeinflußt werden. Um dies zu ermitteln, wurde das Tachometer mit dem Kasten im Luftkanal bei $+18^{\circ}$, -15° und -50° C geprüft.

Durch den Kasten, der das Anemotachometer bis auf das Schalenkreuz umschloß, wurde natürlich die Angabe des Instrumentes an und für sich in der Weise beeinflußt, daß es auch bei Zimmertemperatur mehr anzeigte als der freie Apparat. Selbstverständlich hat dieser Umstand für das Ergebnis der Untersuchung keinen Einfluß, da es nur darauf ankam, den Unterschied bei verschiedenen Temperaturen zu zeigen. Die Gegenüberstellung der Anzeigen bei -50° und $+18^{\circ}$ (Zimmertemperatur) ist aus Fig. 7 ersichtlich, nach welcher der Unterschied etwa 4% beträgt, d. h. bei der normalen Geschwindigkeit von 150 bis 200 km wird eine Abweichung von 6 bis 8 km eintreten. Bei -15° ergab sich eine Änderung von etwa 2,5%.

Hierbei ist allerdings zu bemerken, daß das Öl von nicht so guter Beschaffenheit ist, wie es unter normalen Verhältnissen im Handel käuflich ist, und die an und für sich schon geringen Abweichungen dürften bei Verwendung guten Öles noch kleiner werden.

Zusammenfassend läßt sich also sagen, daß die Schallenkreuzanemometer sowohl durch die Luftdichte wie auch durch die Temperatur nur sehr wenig beeinflußt werden.

Das Nieuport-Jagdflugzeug.¹⁾

(Avion de chasse Nieuport, Type 17.)

Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin u. 's-Gravenhage.

(Hierzu Tafel II.)

I. Allgemeines²⁾.

Der Typ, der hier an Hand von Detailzeichnungen und Skizzen näher beschrieben werden soll, ist Ende des vorigen Jahres gebaut worden. Erzeugerin ist die »Société Anonyme des Etablissements Nieuport« zu Jssy-les-Moulineaux. Die Gesellschaft, die in Villacoublay bei Paris und in Fréjus, St-Raphaël (Var) Flugschulen unterhält (letztere für maritime Zwecke), gehört mit Caudron, H. & M. Farman, F. B. A. (Franco-British Aviation Company) Morane und Voisin zu denjenigen französischen Firmen, die von Anfang des Weltkrieges an als selbstständig konstruierende Flugzeugfabrikanten auftraten. Im Bau von schnellen Jagdflugzeugen stand die Firma Nieuport bis vor kurzem unstrittig an der Spitze sämtlicher Fabrikanten in den Entente-Ländern. Erst in letzter Zeit erwuchs ihr in der »Société

¹⁾ Nachdruck und Übersetzung nur mit ausdrücklicher Genehmigung des Verfassers gestattet.

²⁾ Um nicht in Wiederholungen zu verfallen, verweise ich auf das in der Arbeit des Ingenieurs Vorreiter »Französische und englische Militär-Flugzeuge« in Heft 23/24 Jahrg. 1916 sowie Heft 7/8 Jahrg. 1917 über die »Nieuport-Flugzeuge« im allgemeinen Gesagte.

anonyme pour l'Aviation et ses dérivés« (»Spad«), Paris Juviry, eine scharfe Konkurrenz, wobei allerdings der Unterschied in motorischer Kraft, bei Nieuport der effektiv ca. 148 PS leistende »Le Rhône«-Umlaufmotor, bei den »Spads« der effektiv ca. 200 PS entwickelnde »Hispano-Suiza« Standmotor, nicht außer Betracht gelassen werden darf.

Bereits ein flüchtiger Blick auf das in der Linienführung außerordentlich schnittig gehaltene Flugzeug genügt, um uns davon zu überzeugen, daß bei dem Entwurf und der Durchkonstruktion dieses Typs eine glückliche Hand obgewaltet hat. (Vergleiche Fig. 12 und 13, S. 171, Heft 23 u. 24, Jahrg. 1916.) Diese Überzeugung wird bei näherer Betrachtung seines Baues noch bestärkt. Hierbei müssen wir uns natürlich stets das »Leitmotiv«, die Hauptaufgabe, die bei der konstruktiven Lösung vorgelegen hat, vor Augen halten. So wird, um nur einen Punkt herauszugreifen, den französischen Konstrukteuren oft vorgeworfen, daß sie zu wenig Rücksicht auf den Komfort für den Flieger nehmen. Nun sind aber »Komfort« und Gewichtszentrierung zwei Begriffe, die sich schwer vereinigen lassen. Außerdem bin ich der Ansicht, daß das Mehr oder Weniger im Komfort für den Insassen bei einer Maschine, die bestimmt ist, einen Kampf auf Leben und Tod zu kämpfen, etwas gänzlich Nebensächliches ist. Hauptsache bleibt beflugzeugen dieser Gattung an erster und letzter Stelle nur die Leistung, die sich aus den Faktoren Geschwindigkeit (Steigvermögen, Manövrierfähigkeit) und Angriffskraft zusammensetzt, und von diesem Standpunkt aus betrachtet, hat meines Erachtens die dem Konstrukteur gestellte Aufgabe in dem hier näher beschriebenen Typ des Nieuport-Flugzeuges eine glückliche Lösung gefunden. Es versteht sich jedoch von selbst, daß auch diesem Flugzeug, das wie alle seine Artgenossen in konstruktiver Hinsicht ein Kompromis darstellt, die Mängel seiner Vorzüge anhaften. So hat, um nur ein Beispiel anzuführen, die fast ideal zu nennende Gruppierung (Zentrierung) der Gewichtsmassen um den Schwerpunkt dazu geführt, daß die Zugänglichkeit bestimmter Teile viel zu wünschen übrig läßt. Das Auswechseln oder Revidieren eines Organs erfordert nicht selten die Demontierung und den »Ausbau« mehrerer Teile. Jedoch dies sind, wie gesagt, Nachteile, die der Konstrukteur mit in Kauf nehmen muß, insofern er den Hauptanforderungen voll und ganz genügen soll. —

2. Konstruktion des Rumpfes.

Dieser gehört zu der in Frankreich vorherrschenden Gitterbauart, deren Hauptvorteile geringes Gewicht und einfache Herstellung sowie leichte Ausführbarkeit von Reparaturen sind. Ihr Hauptnachteil ist die geringe Widerstandsfähigkeit gegen Schüsse. Hier ist der mit Sperrholzplatten bekleidete Rumpf oder gar der nach dem Sperrholz-Wicklungsverfahren hergestellte »Monocoque«, für dessen Einführung Verfasser bereits vor Jahren eingetreten ist¹⁾, bedeutend im Vorteil.

Der Rumpf weist vorne eine aus 4 mm starkem Duraluminiumblech gefertigte Stirnplatte auf, die zwecks Erleichterung und Absteifung mit Aussparungen versehen ist. Die Ränder derselben sind nach hinten umgebördelt. An den vier Ecken sind Lappen vorgesehen, die zu Winkelstücken verschweißt sind und zur Aufnahme der vier Rumpfholme dienen.

Um die Platte ist ein, etwa dreiviertel Kreis bildender Reifen von \square -förmigem Querschnitt angeordnet, der mit den vier Ecken der Platte verschweißt ist. Die Vorderseite dieses Reifens schließt mit der Vorderseite der Platte ab. In der Seitenfläche dieses Reifens sind zwecks Erleichterung 18 mm große Löcher angebracht.

Der Reifen dient als Lagerung für die Motorhaube. Auf die mustergültig durchgeführte Anordnung komme ich beim Motoreinbau näher zurück. Oben auf dem Reifen ist ein aus zwei Winkelstücken bestehender Halter für das »M. G.« (Vickers-Maxim) vorgesehen.

An den beiden unteren Ecken der Stirnplatte sind Duraluminiumwinkel angeietet, die zur Abstützung der beiden vorderen Fahrgestellstreben dienen. Von diesem Teil der Stirnplatte wird auf der nächsten Tafel noch eine Detailzeichnung erscheinen.

¹⁾ Siehe »Der Motorwagen«, Jahrg. 1911, Heft IV, S. 80.

Die beiden oberen Rumpfholme sind durchweg aus Spruce gefertigt. Dieselben sind bis 180 mm vor Spant V zwecks bequemere Biegung in der Mitte aufgesägt und in der Schablone verleimt. Nach erfolgter Biegung werden die beiden Teile noch mit drei Holzschrauben (Köpfe oben) gesichert, danach mit leimgetränkter Leinwandlitze umwickelt, und zwar so, daß jedesmal ca. 5 mm der Litze über die vorhergehende Wicklung greift.

Die beiden unteren Rumpfholme bestehen ebenfalls aus Spruce (bei einzelnen Flugzeugen auch Kiefer). Der vordere Teil ist jedoch bis zur Hälfte der Höhe abgenommen und erhält eine Auflage aus Esche. Die beiden Teile werden gleichfalls in der Schablone verleimt und mittels Holzschrauben (Köpfe unten) gesichert, die beiden Teile werden dann über ihre ganze Länge, also bis vor Spant III, mit leimgetränkter Litze umwickelt.

Die Verbindung der Rumpfholme mit der Stirnplatte geschieht mittels durchgehenden Schraubenbolzen von 6 mm Schaftstärke. Diese Bolzen dienen gleichzeitig zur Aufnahme der Verspannung, indem hier die bekannten Unterlagplättchen vorgesehen sind.

Hinten am Heck laufen die beiden Holmpaare spitz zusammen, wo sie oben und unten mit dem Ruderstevan verbolzt sind.

Zwischen Bug und Ruderstevan ist der Rumpf in sechs Felder geteilt, so daß fünf Spanten entstehen. Vier Spanten sind in Holz ausgeführt, der vordere Spant (V) dagegen besteht aus Stahlrohr.

Die Streben der Spanten I, II, III und IV sind zwecks Erleichterung ausgefräst und bestehen aus Spruce mit Ausnahme der unteren Querstrebe des Spantes I, für die Esche vorgesehen ist, da an ihr der vordere Beschlag des Bremsspornkörpers angreift, mit dem diese Strebe vernietet ist.

Die oberen Querstreben der Spanten I, II und III sind oben ausgefräst und erhalten bogenförmige Aufsätze aus Ahorn. Die Befestigung geschieht mittels Verleimung und Stiften (Köpfe in Unterkante der Querstrebe).

Bei Spant IV fällt wegen des Aufbaues der Kopflehne die obere Querstrebe fort, an ihre Stelle treten zwei Paßstücke aus Spruce, die die gebogene Kopflehne seitlich absteifen.

Die Knotenpunktverbindung der Spantstreben mit den Rumpfholmen erfolgt nur durch die Stahlrahtverspannung. Vor dem Anziehen der Verspannung sitzen die einzelnen Holzteile also völlig lose. Nur durch die eigenartige Ausbildung der kleinen Spanndrahtbeschläge und durch an den Strebenstirnenden vorgesehene Ausspannungen sind die Streben gegen seitliche Verschiebung gesichert.

Eine angeschossene, ersatzbedürftige Strebe läßt sich nach Lockern der in Betracht kommenden Spanndrähte schnellstens ersetzen.

Die Konstruktion des Spantes V besteht wie bereits erwähnt aus Stahlrohr. Die obere Querversteifung ist gebogen, um Durchgang für den Steuerknüppel zu gewähren.

Die untere Querversteifung ist in auf den Rumpfholmen gelagerten Beschlägen drehbar gelagert, wodurch die variable Einstellung der unteren Tragdecks ermöglicht wird, worauf ich noch näher zurückkomme.

Die Bauachse des Rumpfes fällt mit Mitte Öffnung der Bugplatte zusammen und läuft parallel zu den oberen Längsgurten. Nur der vordere Teil derselben vor Spant V ist um 54 mm nach unten gezogen. Die Achse läuft im Abstände von 350 mm parallel zu den oberen Kanten der oberen Rumpfholme und bleibt 50 mm unterhalb der unteren Kante des Ruderstevens. Der tiefste Punkt des Rumpfes liegt 340 mm vor Spant IV und 490 mm unterhalb der Achse.

Der Rumpf ist am Heck mittels Sperrholzplatten abgesteift, und zwar dient diese Absteifung einestheils zum Auffangen der schädlichen Stöße bei einer event. brüskten Landung und hartem Aufschlagen des Bremsspornes, andernteils zum Auffangen der Druck- und Torsionskräfte, die beim Manövrieren durch die Steuerflächendrücke auf diesen Teil des Rumpfes wirken.

Die untere, 5 mm starke Sperrholzplatte deckt den oben offenen Bremsspornkörper zu, mit dem sie fest verschraubt ist. Die Platte ist alsdann unten seitlich gegen die beiden Rumpfholme, vorne gegen eine zwischen den Gurten eingebaute

Querleiste geschraubt. Hinten deckt die Platte einen Teil des unteren Ruderstevanbeschlages zu. Die beiden hintersten Schrauben, mit denen die Sperrholzplatte befestigt wird, gehen durch entsprechende, in dem Beschlag vorhandene Löcher bzw. Aussparungen hindurch.

Die beiden seitlichen Sperrholzplatten sind innenbords gegen die Rumpfholme geschraubt, unten am Knotenpunkt des Spantes I wie hinten am Ruderstevanbeschlag und oben am Beschlag für die Befestigung der Dämpfungsflosse sind Aussparungen vorgesehen. Zwecks Versteifung sind gegen die Innenseiten der Platten Nußbaumleisten von annähernd halbkreisförmigem Querschnitt geschraubt (Köpfe auf Außenseite der Platten). Zwischen den beiden vertikalen Nußbaumleisten ist ein Steg aus 3,5 mm starkem Sperrholz geschraubt, wozu die Leisten an dieser Stelle rechteckigen Querschnitt aufweisen.

Die obere, 3 mm starke Platte ist gegen die untere Seite der oberen Rumpfholme mittels 1 mm starken Stiften befestigt. (Sämtliche zur Verwendung kommenden Stifte sind verzinkt als Schutz gegen Rostbildung.) In dieser Platte sind zu beiden Seiten 2,5 mm breite Schlitz angebracht, durch die die Zacken der Seitenplatten hindurchgehen. Weiter sind auf der oberen Sperrholzplatte zwei Leisten angebracht (Schrauben unten in der Platte), die genau zwischen den Rumpfgurten eingepaßt sind. Das Ganze bildet auf diese Weise eine leichte und dennoch sehr solide Versteifung des hinteren Rumpfteiles.

Vorne von Spant IV bis zur vorderen Traverse des Bockes für die Fußsteuerung ist der Rumpf unten ebenfalls mit einer Sperrholzplatte abgedeckt. In dieser Platte ist vorne eine kleine Lucke angebracht, um den sich im Rumpfinnen anammelnden Schmutz entfernen zu können.

Der Bremssporn geht in einen bootsformähnlichen Stromlinienkörper über der mittels zwei Stahlblechbeschlägen an den unteren Rumpfholmen befestigt wird. Ein dritter, vorne an diesem Stromlinienkörper geschraubter Beschlag greift, wie bereits erwähnt, um die untere Querstrebe des Spantes I.

Vorn am Bug, unmittelbar hinter der Stirnplatte, sind gegen die Innenseiten der Rumpfholme zwei Schotten angebracht. Diese Schotten stehen senkrecht und parallel zueinander (lichte Weite 680 mm). Die Schotten werden oben und unten auf der Außenseite ausgestochen und genau zwischen den Rumpfgurten eingepaßt. Die Befestigung mit den Gurten geschieht mittels drei 4 mm starken Holzschrauben. (45 mm lang.)

Hinten ist in den Schotten in entsprechend gestalteten Beschlägen ein Joch parallel zur Stirnplatte und wagrecht gelagert. Dieses Joch besteht aus einem Duraluminrohr (60/58 mm), das mit einem Spruceholzfutter aufgefüllt ist.

Um ein Werfen und Krummziehen dieses Futters zu vermeiden, und auch um die an dieses Joch, das zur Aufhängung des Motors dient, angreifenden Kräfte besser aufzufangen, besteht das Holzfutter aus zwei miteinander verleimten Hälften, deren Holzfasern senkrecht zueinander stehen.

Wie bereits kurz erwähnt, ist bei Spant IV hinter dem Führersitz eine Kopfstütze angebracht, um den Kopf des Piloten während der beim Anlauf des Flugzeugs auftretenden enormen Massenbeschleunigung und gegen den im Fluge wirkenden Luftdruck zu stützen.

Zwecks wirbelfreien Luftabflusses schließt an diese Lehne ein entsprechend geformter Rumpfaufbau an. Das Gerippe zu diesem Aufbau besteht aus dünnen Spruceleisten von trapezförmigem Querschnitt, die in den bogenförmigen Aufsätzen der Spanten eingelassen sind. Die mittlere Leiste besteht aus zwei Teilen, die bei Spant III zusammenstoßen. Die seitlich von Spant I ausgehenden Leisten laufen bis zur Kopflehne durch. Zwischen Spant I und III ist das Gerippe mit einer 3 mm starken Gabunsperrholzplatte (dreifach) zugedeckt. Diese Sperrholzdecke wird mittels 1 mm starken Stiften (17 mm lang) auf den Spantenaufsätzen befestigt (Stiftabstand 15 mm). Seitlich oben auf den Rumpfgurten geschieht die Befestigung ebenfalls mittels Stiften. Zur Auffüllung der hier entstehenden sog. toten Ecke sind auf den Rumpfholmen Spruceleisten von dreieckigem Querschnitt aufgeleimt. Die Stifte gehen durch diese Leisten hindurch. Hinten schließt die Sperrholzdecke mit der hinteren Kante des Aufsatzes bei Spant I, vorne ebenfalls mit der hinteren Kante des Aufsatzes bei Spant III ab. Zwecks Befestigung an dieser Stelle

erhält der Spantaufsatz hinten eine bogenförmige Verstärkung aus Ahorn aufgeleimt.

Von Spant III bis zur Kopflehne wird der Aufbau mit einer über einer Schablone hergestellten, 3 mm starken Decke aus Streifensperrholz zugedeckt, die wegen der eigenartigen Wölbung dieses Teiles des Kopfabflusses zweckentsprechend aus diagonal verlaufenden Streifen gefertigt wird. Zwecks besserer Absteifung dieses Teiles der Sperrholzdecke ist auf 150 mm hinter Spant IV noch ein Hilfsbogen zwischen den oberen Rumpfgurten eingepaßt, der innenbords zwischen je zwei kleine Spruceklötzchen eingeschoben wird. Die Klötzchen sind innen gegen die Rumpfgurte geleimt und mittels zwei Stiften befestigt. Die Enden der bogenförmigen Spantaufsätze werden ebenfalls mit je einem Stift auf den Rumpfgurten befestigt. Sämtliche Holzteile sind als Schutz gegen Witterungseinflüsse mit wasserhellem Firnislack gestrichen.

Hinter Spant I schließt sich an den Rumpfaufbau eine abnehmbare Klappe an. Der Rahmen derselben ist aus Spruceleisten gebildet. Die vordere Wand dieser Klappe erhält zwei 3,5 mm starke Stifte, die etwa 6 mm vorstehen und in entsprechenden Löchern hinten im Aufsatz des Spantes I greifen. Hinten sind an der Klappe zwei Lederriemchen angeschraubt, die in den Rahmenleisten eingelassen und verschraubt sind.

Die Riemchen erhalten Messingösen, mit denen sie an seitlich gegen die Rumpfgurte geschraubten Drehhaken (sog. Tourniquets) befestigt werden.

Diese abnehmbare Klappe gestattet jederzeit eine bequeme Revision des Rumpfinnenen (Ableuchten und Beobachten vom Führersitz aus) und wird teilweise auch durch die Art der Befestigung der Dämpfungsflosse bedingt.

Hinter Spant IV ist an Backbord ein aus Duraluminiumblech gefertigter Beschlag angebracht, der als Fußauftritt beim Einsteigen dient. Die Bespannung wird hier zwischen die beiden kreisbogenförmigen Bleche geklemmt.

Auf die vorne außenbords gegen den Rumpfgurten geschraubten Spruceleisten komme ich später bei der Bekleidung (Karossierung) des Rumpfes zu sprechen.

Im nächsten Heft werde ich an Hand technischer Detailzeichnungen und zahlreicher Perspektivskizzen die Rumpfeinzelheiten darstellen und wo nötig durch Text erläutern.

(Fortsetzung folgt.)

Berichtigung

zum Aufsatz »Französische und englische Militär-Flugzeuge«, Heft 7/8.

Auf der Tafel I sind in der Grundrißzeichnung zwei falsche Maßangaben:

1. Das Maß 5620 gilt von Mitte Rumpf ab,
 2. Das Maß 5320 gilt von Außenkante Rumpf ab.
- Die Spannweiten des Ober- und Unterflügels sind gleich.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37f, 8. B. 80103. Ballonhallenbau (Artur Müller) G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. Abschluß für Flugzeughallen. A. 7. 9. 15. E. 21. 7. 15.

42c, 35. G. 44067. Gesellschaft für nautische Instrumente, G. m. b. H., Kiel. Einrichtung an Kreiselkompassen zur Vermeidung von Schlingerfehlern; Zus. z. Anm. G. 43359. A. 30. 5. 16. E. 4. 8. 17.

46a, 22. S. 41756. Ignaz Sklenár, Budapest, Ungarn; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern und ungerader Zylinderzahl. A. 21. 3. 14. E. 24. 7. 17.

46c, 3. R. 43050. Emil Reusch, Frankfurt a. M., Scheide-waldstr. Ventilteller, insbesondere für Umlaufmotoren. A. 25. 3. 16. E. 29. 7. 17.

46c, 6. D. 31224. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. Vergaser für flüssigen Brennstoff. A. 27. 7. 14.

46c, 6. E. 21298. Dr. Otto Eck, Godesberg a. Rhein. Vorrichtung zur Anreicherung der Luft mit flüssigem Brennstoff. A. 14. 10. 15. E. 17. 8. 17.

46c, 14. A. 28856. Wilhelm Albers, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 5. Kontrollapparat für die Zündung von Flugmotoren. 15. 12. 16.

46c, 19. W. 49013. Jos. Wyß, Köln a. Rh., Schildergasse 110. Kühlwasserzulußrohr. 26. 2. 17.

46c, 23. M. 60295. Mitteldeutsche Kühlerfabrik Teves & Braun G. m. b. H., Frankfurt a. M. Kühler für Flugzeugmotoren. A. 27. 9. 16. E. 7. 8. 17.

46c, 25. B. 81242. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. Vorrichtung zum Ankurbeln von Verbrennungsmotoren. 8. 3. 16.

46c, 28. A. 28713. Aktiengesellschaft Brown, Boveri & Cie., Baden, Schweiz; Vertr.: Robert Boveri, Mannheim-Käferthal. Anlaßvorrichtung für Autmobilmotoren; Zus. z. Pat. 297734. 6. 11. 16.

63c, 4. St. 30124. Dipl.-Ing. Otto Steinitz, Berlin, Hasenheide 47. Federnde Radreifen. A. 26. 8. 16. E. 29. 7. 17.

77h, 5. B. 77801. Otto Braun, Köln a. Rh., Triererstr. 28. Mehrdecker mit am Hinterrande der feststehenden Tragdecken angelegten Klappflächen. A. 29. 6. 14. E. 29. 7. 17.

77h, 5. E. 20780. Dr. Kurt Eisenmann, Berlin, Friedrichstraße 130. Flugzeug mit hintereinander angeordneten Tragdecken. A. 6. 11. 14. E. 21. 8. 17.

77h, 5. F. 40098. Villehad Forßmann, Hanau, Römerstr. 16. Flugzeugsteuer. A. 19. 7. 15. E. 21. 8. 17.

77h, 5. R. 32342. Friedrich Rau, Berlin, Kesselstr. 16. Flugzeug mit verstellbaren Flügeln. A. 27. 5. 10. E. 11. 8. 17.

77h, 5. Sch. 47852. Franz Schneider, Berlin-Johannisthal. Flugzeug, dessen Tragflächen im Querschnitt flügelprofilartige Ausbauten besitzen. A. 12. 10. 14. E. 11. 8. 17.

77h, 5. W. 46765. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal. Flugzeug mit einer zur Aufnahme eines Maschinengewehrs dienenden Kuppel. A. 28. 7. 15. E. 11. 8. 17.

Patenterteilungen.

42 o, 8. 299481. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Vorrichtung zum selbsttätigen Ein- und Ausrücken einer Stoppuhr bei der Geschwindigkeitsmessung bewegter Maschinen- und Apparateile. 11. 2. 15. A. 26778.

42 o, 663876. Wilh. Morell, Leipzig, Apellstr. 4. Geschwindigkeitsmesser, der die Überschreitung der vorgeschriebenen Geschwindigkeit und den Betrag der Überschreitung anzeigt. 30. 12. 15. M. 54639.

42 o, 13. 299421. Otto Schenk, Zofingen, Schweiz; Vertr.: E. Lamberts und Dipl.-Ing. B. Geisler, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. Geschwindigkeitsanzeiger für Fahrzeuge nach dem Beschleunigungsprinzip. 30. 11. 15. Sch. 49320.

77h, 2. 298776. Julius Herrmann, Eichhornstr. 6, und Edmund Seelig, Große Hamburgerstr. 1, Berlin. Luftschiff mit zwei durch ein zwischen ihnen liegendes Gerüst versteiften, nebeneinander liegenden Tragkörpern. 30. 4. 14. H. 66239.

77h, 2. 299216. Julius Herrmann, Eichhornstr. 6, und Edmund Seelig, Pfalzburgerstr. 17, Berlin. Luftschiff mit zwei nebeneinander gelagerten Tragkörpern. 30. 4. 14. H. 68668.

77h, 4. 299237. Otto Stüttgen, Köln a. Rh., Brabanterstr. 32. Tragkörper für Luftschiffe. 10. 12. 15. St. 20707.

77h, 5. 299356. Wilhelm Beilke, Berlin-Friedenau, Maybachpl. 10. Hohler Traghalm aus Holz für Luftfahrzeuge o. dgl. 9. 9. 15. B. 80127.

77h, 663887. Fritz Thiel, Görlitz, Pragerstr. 15. Gondelschwerpunkt-Balancier-Flugzeug. 19. 8. 16. T. 18668.

77h, 663891. Karl Orfgen, Essen-West, Windmühlenstr. 63a. Luftschiffanker mit selbsttätig sich auslösenden Spreizarmen. 29. 8. 16. O. 9507.

77h, 5. 299245. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 11. Wasserflugzeug mit am hinteren Ende der bootförmig gestalteten Gondel angeordnetem, hochklappbarem Wassersteuer. 23. 4. 14. W. 42787.

Zurücknahme von Anmeldungen.

77h, A. 28424. Flugzeug mit Flügeln von veränderlicher Spannweite. 26. 4. 17.

Patentversagungen.

77h, E. 19694. Fahrgestell für Flugzeuge. 15. 6. 14.

37f, B. 74446. Um eine an der einen oder anderen Hallenecke gelegenen Achse drehbares als Windschutz dienendes, einflügeliges Tor für Luftschiffhallen. 1. 7. 15.

Das Datum bedeutet den Tag der Bekanntmachung der Anmeldung im Reichsanzeiger. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Die Unterscheidung und Prüfung der leichten Motorbetriebsstoffe von Privatdozent, Direktor Dr. Karl Dieterich, Präsidialmitglied des Mitteleuropäischen Motorwagen-Vereins. Zweiter Band der Analyse und Wertbestimmung der Motorenbenzine, Benzole und des Motor-Spiritus des Handels. Gr.-Oktav, 44 Seiten mit 12 Tafeln, Verlag des Mitteleuropäischen Motorwagenvereins 1916.

Das Werk ist nach einem Experimentalvortrag geschrieben, welchen der Verfasser im Oktober 1916 in Dresden und im Mitteleuropäischen Motorwagenverein in Berlin gehalten hat. Es behandelt der Verfasser die verschiedenen Prüfungsmethoden für Motorbetriebsstoffe, nach dem spezifischen Gewicht, nach äußeren Merkmalen (Farbe, Geruchsprobe), die Verdunstungsprobe, Prüfung mit Lackmuspapier, Farbenreaktion mit Schwefelsäure, Silbernitratprobe, Nitrierprobe mit Salpeter-Schwefelsäure, Wasserprobe mit Kalzium-Karbid und die Färbeprobe mittels Dracorubin. Letzteres Probeverfahren ist vom Verfasser angegeben und ausgearbeitet worden, und zwar hat der Verfasser mehrere Verfahren ausgearbeitet, die Dracorubin-Kapillarprobe, die Dracorubin-Doppelkapillarprobe. Im Anhang behandelt der Verfasser noch die Probe durch fraktionierte Destillation und die optische Probe mit dem Refraktometer. Schließlich auch mehrere qualitative Proben, wie den Nachweis von Äthylalkohol, Methylalkohol und Aceton. Bei Benzol den Nachweis von Toluol. Die verschiedenen sogenannten Kriegsmischungen werden beschrieben, in einer Tabelle sind alle Motorbetriebsstoffe übersichtlich zusammengestellt. Zum Schluß beschreibt der Verfasser noch ein von ihm angegebenes, sehr einfaches Prüfungsgerät für Benzin, Benzol und Motorspiritus. Mit diesem Prüfungsgerät kann das spezifische Gewicht, die Verdunstungsgeschwindigkeit, die Neutralitätsprüfung, Prüfung auf fettige Rückstände und die Dracorubinprobe vorgenommen werden. Dieses „MotoI“ genannte Prüfungsgerät wird von der chemischen Fabrik Helfenberg A.-G. in Helfenberg bei Dresden hergestellt und vertrieben.

Handbuch der physikalisch-chemischen Technik für Forscher und Techniker von Prof. Dr. Kurt Arndt, Privatdozent an der K. Technischen Hochschule zu Berlin. Verlag von Ferd. Enke in Stuttgart. Gr.-Okt. 830 S. mit 644 Textabbildungen. Preis: M. 28.

Das vorliegende umfangreiche Buch ist für jeden praktischen Physiker und Techniker von größtem Wert. Aber auch Ingenieuren und Technikern, namentlich Betriebsleitern, wird das Buch von großem Nutzen sein.

Der Verfasser hat eine bedeutende praktische Erfahrung in der Ausführung von wissenschaftlich-technischen Untersuchungen und Experimenten. Er hat selbst viele Apparate konstruiert, wie Thermostaten, elektrische Öfen, Verbesserungen an Luftpumpen usw. und diese Apparate in Fachzeitschriften beschrieben. Außerdem werden Apparate und Untersuchungsmethoden von fast allen bedeutenden Forschern unserer Zeit beschrieben. Die Einteilung ist eine recht übersichtliche, bei jedem Apparat ist der Konstrukteur angegeben und die Quelle (Zeitschrift), aus der Verfasser die Beschreibung entnahm. Zahlreiche Abbildungen, namentlich nach Zeichnungen bzw. erleichtern das Verständnis der beschriebenen Arbeits-Untersuchungsmethoden. Besonders wichtige Apparate werden nicht nur eingehend beschrieben (an Hand von Zeichnungen und Abbildungen), sondern der Verfasser erläutert an praktischen Beispielen auch ihre Anwendung.

Um den Umfang des Buches nicht noch weiter zu vermehren, verzichtet der Verfasser auf theoretische Erörterungen und begnügt sich mit einem Hinweis auf die betreffenden Veröffentlichungen bzw. Lehrbücher. Das wertvolle Werk sollte in keiner besseren technischen Bibliothek fehlen.

Aus dem Inhalt.

I. Teil. Allgemeines. Handfertigkeiten. II. Teil. Hilfsgeräte und ihr Gebrauch. Elektrische Widerstandsöfen. Pumpen, Thermostaten, Rührvorrichtungen, Vorrichtungen zur Regelung des Druckes. III. Teil. Meßgeräte und ihr Gebrauch. Das Wägen. Das Messen von Längen, Flächen und Rauminhalten. Dichtemessungen. Das Messen von Gasdrücken. Barometer, Manometer. Besondere Schwierigkeiten bei physikalisch-chemischen Druckmessungen. Tensimeter. Das Messen von Explosionsdrücken. Druckmessungen an strömenden Gasen. Das Messen von Teildrücken. Das Messen des osmotischen Druckes. Löslichkeitsmessungen, Zeitmessungen. Das Messen der Temperatur. Quecksilberthermometer. Widerstandsthermometer. Thermoelektrische Thermometer. Optische Temperaturmessung. Das Bestimmen des Schmerzpunktes. Das Messen der Schmerzpunktniedrigung zur Molekulargewichtsbestimmung. Das Messen der Siedetemperatur. Siedepunkterhöhung. Molekulargewichtsbestimmung. Das Messen von Wärmemengen. Das Bestimmen von spezifischen Wärmen. Das Messen der

Zähigkeit. Das Messen der Oberflächenspannung. Diffusion. Das Messen des elektrischen Widerstandes. Das Messen der Dielektrizitätskonstante. Das Messen der Überführungszahl. Coulometer, Spannungsmessungen. Optische Messungen. Schlußbemerkungen. A. V.

Organisation von Fabrikbetrieben. Von Ingenieur Georg J. Erlacher. 4. Auflage. Oktav. 66 S. mit 13 Fig. u. 17 Formularen. Verlag Dr. Max Jänicke, Leipzig. Preis geheftet M. 1.

Der Verfasser ist ein erfahrener Fachmann und Betriebsleiter, der früher elektrotechnische Fabriken, später Flugzeugfabriken leitete. Die von Erlacher ausgearbeitete und in eigenen und fremden Betrieben erprobte Organisation ist sehr einfach, daher auch für kleinere Betriebe mit guten Ergebnissen anwendbar. Das Leitmotiv seiner Organisation ist: »Unkosten vermindern, Gewinn vermehren.« Erlachers Organisation ist das Gegenteil von Bürokratie, einfach, übersichtlich, geringe Verwaltungskosten bei hoher Löhnung, dabei geringer Spesenzuschlag infolge der einfachen Organisation. A. V.

Einführung in die allgemeine Mechanik. Zum Gebrauch bei Vorträgen, sowie zum Selbstunterricht. Von Dr. Max Planck, Professor der theoretischen Physik an der Universität Berlin. Leipzig 1916, S. Hirzel, Gr. 8^o, V und 218 Seiten mit 43 Figuren. Preis geh. M. 7, geb. M. 8.

Die wohl unbestrittene Feststellung, daß die Schwierigkeiten, mit denen der Studierende beim ersten Betreten des Gebiets der theoretischen Physik zu kämpfen hat, häufig weniger die mathematische Form, als vielmehr den physikalischen Inhalt der ihm dargebotenen Gedankengänge betreffen, hat Planck veranlaßt, ein neues Lehrbuch der Mechanik zu schaffen. Ich kann es nicht treffender kennzeichnen: es ist ein liebenswürdiges Buch! Die Art, wie jedes Problem von der natürlichsten Seite angegriffen wird, wie die grundlegenden Dinge — ich nenne nur das Pendel — bis in die letzten Einzelheiten verfolgt und ausgenutzt werden, wie einzelne Ergebnisse sich auf den verschiedensten Wegen wiederfinden, die gefällige und doch sachliche Weise, mit der Schwierigkeiten nicht umgangen, sondern überwunden werden, macht das Studium des Werkes für den Bewanderten genußreich, für den Lehrer lehrreich, für den Lernenden so leicht wie möglich, zumal das Verständnis nicht, wie oft in solchen Lehrbüchern, durch Druckfehler erschwert wird (in den mehr als 500 Formeln fand ich deren nur ein halbes Dutzend!).

Der reiche Stoff ist gegliedert in die Mechanik eines materiellen Punktes und die Mechanik eines Systems materieller Punkte, nämlich Statik und Dynamik beliebiger Punktgebilde und des starren Körpers, dessen allgemeinste Bewegung zum Schluß behandelt und am Beispiel des Kreisels erläutert wird.

Die Orientierung in dem Buche könnte vielleicht durch kurze Überschriften der 152 Paragraphen und durch Aufnahme von deren Nummer und Inhalt in die lebenden Kolummentitel (an Stelle der Kapitelangabe) erleichtert werden. — Das Werk wird vor allem den Studierenden, welche die Grundlagen der höheren Mathematik bereits kennen, und deren Lehrern sehr willkommen sein.

Everling.

Die meteorologische Ausbildung des Fliegers. Von Dr. Franz Linke, Professor an der Universität Frankfurt a. M., 2. umgearbeitete und vermehrte Auflage, München und Berlin 1917, R. Oldenbourg. 8^o, III und 92 Seiten mit 37 Textabbildungen, 4 Wolkenbildern, 5 farbigen Wetterkarten und 4 Tabellen. Preis geb. M. 3.

Die neue Auflage des meteorologischen Leitfadens für Flugschüler von Linke, dessen erste Auflage vom Jahre 1913 bereits in dieser Zeitschrift (IV. Jahrgang, 1913, Heft 22, S. 308) besprochen wurde, ist in mannigfacher Weise vermehrt worden. Hinzugekommen ist unter anderem ein Absatz über die Einwirkung der Lufttemperatur auf die Höhe (S. 4, worin jedoch die Luftdichte an Stelle des Luftdruckes als maßgeblich für die Vergleichung von Flugleistungen bezeichnet werden mußte), ein weiterer über die Auswertung der Geschwindigkeitsmessung mit Stauröhren (S. 13/14 und Tabelle IV; der mit »h« bezeichnete Druck bedeutet jedoch nicht mm Quecksilbersäule, sondern Wassersäule!), und ein Abschnitt über die Eigengeschwindigkeit von Flugzeugen (S. 23 bis 25; in der Formel S. 24 unten ist jedoch das Vorzeichen falsch, auch berücksichtigt sie nur die Änderung der Richtung, nicht aber der Stärke des Windes bei Hin- und Rückweg; die vereinfachte Formel auf S. 25 oben ist dagegen richtig); ferner: die »Messung der Schräglage eines Flugzeuges« und im folgenden Kapitel, das von der Luftbewegung und ihren Störungen handelt, eine Betrachtung über die Bestimmung der Eigengeschwindigkeit im Winde (S. 32); die »Überlegung«, daß bei einer gleichmäßigen vollen Kurve die relative Geschwindigkeit gegenüber der Luft sich je nach der Windrichtung ändert, dürfte keineswegs zur Klärung der Begriffe bei den Flugschülern beitragen). Auch die folgenden Teile haben verschiedene Erweiterungen erfahren, ein interessanter Abschnitt über die Turbulenz der Luft ist hinzugekommen, die Zahl der Abbildungen ist vermehrt worden. Die meisten Figuren sind allerdings anscheinend

dem größeren Werk des Verfassers, Aeronautische Meteorologie, 1911 (vgl. diese Zeitschrift, Jahrgang III, 1912, Heft 19, S. 250) entnommen.

Das kleine Buch sei allen denen angelegentlichst empfohlen, die sich nicht über das Fliegen, sondern über die meteorologischen Instrumente, über die mannigfachen Winde und Wolken, über das Lesen von Wetterkarten und die Organisation des Wetterdienstes an Hand einer kurzen, leicht verständlichen Darstellung zu unterrichten wünschen.
Everling.

Wettervorhersage für 1917. Von Andreas Voß. Sonderabdruck aus der »Deutschen Obstbauzeitung«, Heft 7 vom 1. April 1917. Vossianthus-Verlag, Berlin W. 57. Preis M. 0,60.

Kriegsamt. Amtliche Mitteilungen und Nachrichten. Mit Beilage: »Aus der Kriegswirtschaft«. Schriftleitung: Berlin W. 9, Leipziger Platz 18. Lindendruckerei und Verlags-Ges. m. b. H., Berlin CW. 6, Schiffbauerdamm 19.

Bodenreform. Deutsche Volksstimme. »Frei Hand«, Organ der Deutschen Bodenreformer. Leitung: Adolf Damaschke. 28. Jahrgang, Nr. 10 vom 20. Mai 1917.

Aus dem Inhalt: Der Weg der Kriegerheimstätten. Das preußische Wohnungsgesetz. Kleinwohnungsnot als Spekulationsobjekt. Bodenspekulation und Kriegskonjunktur. Mietskaserne. Heimatsgeist. Verlag J. Harwitz Nachf. G. m. b. H., Berlin SW. 48. Jahresbezug M. 6, Einzelheft M. 0,30.

Die Geschwindigkeitsmesser mit Reibungsgetriebe. Von Dr.-Ing. Wilhelm Heyn. Verlag Julius Springer, Berlin W. 9, Okt. 59 S. mit 11 Abbildungen. Preis geh. M. 2,40.

Aus dem Inhalt: I. Zweck und Einteilung der Geschwindigkeitsmesser. II. Geschwindigkeitsmesser mit Reibungsgetriebe und axialer Rollenverschiebung. III. Geschwindigkeitsmesser mit Reibungsgetriebe und Lenkvorführung der Rolle. IV. Anwendungsgebiete der Geschwindigkeitsmesser.

Bei der Bedeutung der Geschwindigkeitsmesser für Luftfahrzeuge wird dieses Werk den Fachmann interessieren, obwohl die Apparate für Luftfahrzeuge nicht besonders behandelt werden. A. V.

Jahrbuch 1917 des kaiserl. königl. österreichischen „Aero-Club“. Im eigenen Verlag, Wien I, Tuchlauben 3. Druck von Gebrüder Stiepel G. m. b. H. Okt. 170 S. mit zahlreichen Textabbildungen, 5 ganzseitigen Bildern und bunter Flaggentafel.

Vom Luftrecht, insbesondere in seinen Beziehungen zum staatlichen Luftfahrtsrecht und zum Grundeigentum. Von Dr. Ludwig Urbach, Advokat und Direktor des »Ungarischen Lloyd«, Flugzeug- und Motorenfabrik A.-G. in Budapest. Nach einem Vortrag im »Ungarischen Juristenverein« am 11. Nov. 1916. Verlag J. Guttenberg G. m. b. H., Berlin.

Als Kampfflieger am Suezkanal. Von Leutnant Hans Henkelburg. Mit 16 Abbildungen. Verlag August Scherl, G. m. b. H., Berlin. Geh. M. 1, geb. M. 2.

Mit einem Flug über die Berge Palästinas nach Jerusalem beginnt das Buch und führt damit den Leser in die Märchenwelt des Orients ein. Man kann begreifen, welche Aufregung das erste deutsche Flugzeug in Jerusalem hervorrufen mußte, und man kann sich auch die Empfindungen des Fliegers vorstellen, der im modernsten aller Beförderungsmittel über der Heiligen Stadt, dem Sehnsuchtsziel so vieler Jahrhunderte, schwebt. So idyllisch der Auftakt des Büchleins wirkt, so kriegerisch ist sein weiterer Inhalt. Ein Flug über der Wüste, reges Leben herrscht, alle Oasen sind Waffen-

plätze und Lager, und wo sonst einzelne Beduinen streiften, ziehen endlose Kolonnen mit schwerbepackten Kamelen durch die Sanddünen. Zwischen Aufklärungsflügen und wohl vorbereiteten Bombenangriffen auf Port Said und die englischen Lager am Suezkanal und in der Wüste haben unsere Luftkämpfer manch harten Strauß mit dem plötzlich auftauchenden, oft zahlenmäßig weit überlegenen Feind auszufechten. Auch an komischen Zwischenfällen fehlt es dabei nicht; so ist z. B. der Luftkampf im Nachtgewand eine der ergötlichsten und spannendsten Episoden des an lebendigen Schilderungen überreichen Buches. Zahlreiche Aufnahmen vom Flugzeug aus geben ein anschauliches Bild der Wüste und unterstützen die prächtigen Schilderungen.

Das fliegende Schwert. Wesen, Bedeutung und Taten der deutschen Luftflotte in Wort und Bild. Herausgegeben vom Deutschen Luftflottenverein. Gr.-Okt. 64 S. mit 41 teils ganzseitigen Bildern. Preis geh. M. 1,50, Porto 10 Pf. Verlag von Gerhard Stalling in Oldenburg.

Diese soeben erschienene Schrift gibt in ihrem I. Teil einen einflussreichen fesselnden Aufsatz des geschäftsführenden Direktors vom Deutschen Luftflottenverein, Dr. Marquardt, über die Zusammensetzung der Luftflotte, im II. Teil in Form von Fliegerbriefen einen tiefen Einblick in die Kriegsleistungen unserer todesmutigen Flieger und Luftschiffer. Neben den beiden Großen, Boelcke und Immelmann, ziehen in ihren Taten und Todeskämpfen zahlreiche Luftkämpfer an uns vorüber, das Fliegerleben und -sterben in aller Einfachheit und Größe tut sich vor uns auf. Die Berichte führen uns nach Belgien, Frankreich, England, Rußland, Bulgarien, Saloniki, Rumänien und die italienischen Kampfgebiete. Diese preiswerte Schrift ist besonders der reiferen Jugend zu empfehlen.

Sammlung Vieweg. Tagesfragen aus den Gebieten der Naturwissenschaften und der Technik. 89. Heft 39 40: **Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges.** Von Dr. R. Grammel, Privatdozent an der Techn. Hochschule Danzig. Gr.-Okt. 736 S. mit 83 Abbildungen. Preis geh. M. 5,00. Verlag von Friedr. Vieweg & Sohn in Braunschweig.

Karte der Baltischen Provinzen Liv-, Est- und Kurland. Sechsfarbige Ausführung. Maßstab 1 : 650000. Mit statistischen Darstellungen und einer Zeittafel. Preis M. 4. Verlag F. A. Brockhaus, Leipzig.

Jedes Rittergut und fast alle größeren Behöfe im baltischen Teil und jedes Dorf im estnischen Teil sind verzeichnet, und die ausgedehnte Küste enthält alle für die Schifffahrt wichtigen Zeichen, Riffe usw. Statistische bunte Darstellungen auf sechs Seiten Text bieten höchst interessante Vergleiche mit den Provinzen Ost- und Westpreußen und Pommern. Flächenraum, Bevölkerung, Konfessionen, Grundbesitz, Bodenbenutzung, Ernteerträge, Viehstand, Einfuhr, Ausfuhr, Industrie, Eisenbahnen sind mit Vergleichen deutscher östlicher Verhältnisse behandelt. Beigegeben ist eine Zeittafel der wichtigsten geschichtlichen Ereignisse des alten deutschen Reichslandes, von den Wikingerfahrten vor 1000 Jahren bis in die allerletzte Zeit.

Das neue Gesetz über Sicherung der Kriegssteuer vom 9. April 1917 und Das neue Gesetz über die Erhebung eines Zuschlags zur Kriegssteuer vom 9. April 1917. Für den praktischen Gebrauch erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt und Syndikus und Dr. rer. pol. Paul Varnhagen, Berlin. Mit ausführlichen Anmerkungen, Beispielen, Tarifen und Sachregister. Preis geb. M. 2,80. (Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Steuerliteratur, Berlin C. 2.)

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2

Fernsprecher:

Jochimsdhalerstraße 1, Luftfahrtthaus.

Amt Steinplatz Nr. 7732.

1. Auszeichnung:

Unser Mitglied, der Erste Direktor des Knappschaftlichen Rückversicherungsverbandes, Dr. jur. Karl Heimann, Berlin-Grunewald, ist mit dem Kriegsverdienstkreuz ausgezeichnet worden.

2. Personalnotizen aus unserem Mitgliederkreis:

Dipl.-Ing. Karl von den Steinen, Marine-Bauführer, bisher Kiel, wurde nach Hamburg kommandiert;

Professor Dr.-Ing. Gumbel, L. d. R., steht zurzeit im Dienst der Unterseebots-Inspektion, Kiel.

3. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurde als Ordentliches Mitglied in die Gesellschaft aufgenommen:

Julius Hromadnik, K. u. K. Oberleutnant d. R. d. Festungs-Artillerie, Bat. Nr. 2, Budapest, z. Z. Ingenieur bei den Eulerwerken, Schwanheim b. Frankfurt a. M.;

Gemäß § 6 erfolgte die Aufnahme als Außerordentliche Mitglieder des:

Kaiserlichen Aero-Clubs, Berlin W 30, Nollendorfsplatz 3, und der

Rapp-Motoren-Werke München G. m. b. H., München, Schleißheimerstr. 288.

An Stelle unseres bisherigen Außerordentlichen Mitgliedes, der in Liquidation befindlichen Robur-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Berlin, die in dem Luftschiffbau Schütte-Lanz, Mannheim-Rheinau, aufging, ist der genannte Luftschiffbau als unser Mitglied getreten.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLICHER LEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

Öffentlich angestellter, beedigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**

Professor an der Universität
Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. **H. GEORG BADER**
INGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGER-TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. **E. EVERLING**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. **A. PRÖLL**
HANNOVER

Dr.-Ing. **SCHAFFRAN**
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART

Geh. Hofrat
Dr. **S. FINSTERWALDER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr. **N. JOLIKOWSKY**
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

Dipl.-Ing. **Dr. V. QUITNER**
BERLIN

Dr. **W. SCHLINK**
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Prof. **Dr. BERSON**
BERLIN-LICHTERFELDE

Dr.-Ing. **FÖTTINGER**
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. **H. REISSNER**
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. **SEPPELER**
BERLIN

Dipl.-Ing. **A. BETZ**
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat **Dr. H. HERGESELL**
LINDENBERG-BERLIN

Dipl.-Ing. **MAX MUNK**
GÖTTINGEN

F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

FRHR. **V. SODEN-FRALNHOFEN**
DIPL.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

H. BOYKOW
LINIENSCHIFF-LIEUTENANT A. D., FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. **W. HOFF**
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. **A. VON PARSEVAL**
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. **JOHN ROZENDAAL**
BERLIN - GRAVENHAGE

Dr.-Ing. **O. STEINITZ**
BERLIN

Dr. **R. EMDEN**
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Dr.-Ing. **C. WIESELSBERGER**
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

Geh. Reg.-Rat **Dr. C. RUNGE**
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

28. Juli 1917.

Heft 13 und 14.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Infolge der im Laufe der Kriegsjahre außerordentlich gestiegenen Herstellungskosten kann der Verlag den seit Jahren bestehenden Bezugspreis nicht mehr aufrechterhalten und sieht sich daher gezwungen, denselben mit dem 1. Juli 1917 auf M. 7,50 für das Halbjahr und auf M. 14,— für den Jahrgang festzusetzen. 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-Steiglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steiglitz 1779, Telegr.-Adresse: „Vorreiter Berlin-Steiglitz“.

INHALT:

Systematische Luftpropellerversuche. Von Dr.-Ing. K. Schaffran. (Schluß aus Heft 11/12 des Jahrganges VIII.) II. Teil. S. 109.
Das Höhensteuer der Flugzeuge. Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader. (Mit Taf. III.) S. 116.

Patentschau. S. 122.
Bücher-Besprechungen. S. 123.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 124.

Systematische Luftpropellerversuche.

Von Dr.-Ing. K. Schaffran.

II. Teil.

(Schluß aus Heft 11/12).

Um die oft angeschnittene Frage zu erörtern, ob und unter welchen Umständen sich zweckmäßig gewählte Luftpropeller auch zum Antrieb von schnellen Sports- und langsam fahrenden Gebrauchsbooten eignen, ist in den Fig. 60, 61 noch eine weitergehende Auswertung der Brammellschen Versuchsergebnisse der Serie A bis zu den hohen Belastungsgraden und Slipverhältnissen vorgenommen, wie sie durch die Widerstandsverhältnisse derartiger Fahrzeuge verursacht werden. Für das in Fig. 62 dargestellte nach dem Lambertschen Prinzip gebaute Stufengleitboot dessen Linien noch besonders in Fig. 63 gebracht werden, ist auf Grund von Schleppversuchen, die in der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau ausgeführt wurden, nach den Diagrammen Fig. 64, für eine Geschwindigkeit von 50 km/h ein Widerstand S von 290 kg ermittelt worden. Mithin liegt in diesem Falle bei Wahl eines durch die konstruktiven Verhältnisse des Bootes gegebenen (beschränkten) Propellerdurchmessers von $D = 3,4$ m ein Schraubendurchmesserbelastungsgrad von

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = \frac{\sqrt{290}}{2,9 \cdot 13,9} = 0,36$$

vor. Für diesen Wert von $C_d = 0,36$ bestimmen die Diagramme Fig. 61 ein günstiges Steigungsverhältnis $H_w/D = 0,6$ einen diesem zugeordneten Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 3,33$$

und den Propellerwirkungsgrad η_p mit 53,2 vH. Die Tourenzahl, auf welche demnach der Propeller von

$$H_w = 0,6 \quad D = 0,6 \cdot 3,4 = 2,04 \text{ m}$$

wirksamer und

$$H = H_w \cdot 0,96 = 2,04 \cdot 0,96 = 1,96 \text{ m}$$

Sehnensteigung zur Erzeugung des für die Erreichung von 50 km/h Bootsgeschwindigkeit gebracht werden muß, würde demnach =

$$n = C_s \cdot \frac{V_e}{D} = 3,33 \cdot \frac{13,9}{3,4} = 13,6$$

pro s = $n_s = 816$ pro Minute betragen. Da der Motor hierbei auf 1400 Touren pro Minute kommen soll, so wäre zwischen seiner Welle und der des Propellers ein Übersetzungsgetriebe von

$$\frac{816}{1400} = \frac{1}{1,72}$$

vorzusehen. Die effektiven Schubpferdestärken SPS zur Erreichung von 50 km/h Geschwindigkeit betragen

$$\frac{S \cdot V_e}{75} = \frac{290 \cdot 13,9}{75} = 53,8,$$

mithin hätte man bei einem Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 53,2$ vH einen Motor zu wählen, der mindestens

$$WPS = \frac{SPS}{\eta_p} = \frac{53,8}{53,2} = 101$$

abgebremste Wellenpferdestärken abgibt.

Soll zwischen Motor- und Propellerwelle keine Übersetzung eingebaut werden, also der Propeller bei 50 km/h Geschwindigkeit mit $n_s = 1400$ Touren pro Minute = $n = 23,3$ pro s arbeiten, so bestimmen die Diagramme Fig. 65 für den in diesem Falle vorliegenden Tourenbelastungsgrad von

$$C_n = \sqrt{S} \cdot \frac{n}{V_s^2} = \sqrt{290} \cdot \frac{23,3}{13,9^2} = 2,06$$

ein günstiges Steigungsverhältnis $H_w/D = 0,6$ einen diesem zugeordneten Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_s} = 4,2$$

und dem Wirkungsgrad $\eta_p = 45$ vH. Es wäre demnach ein Propellerdurchmesser von

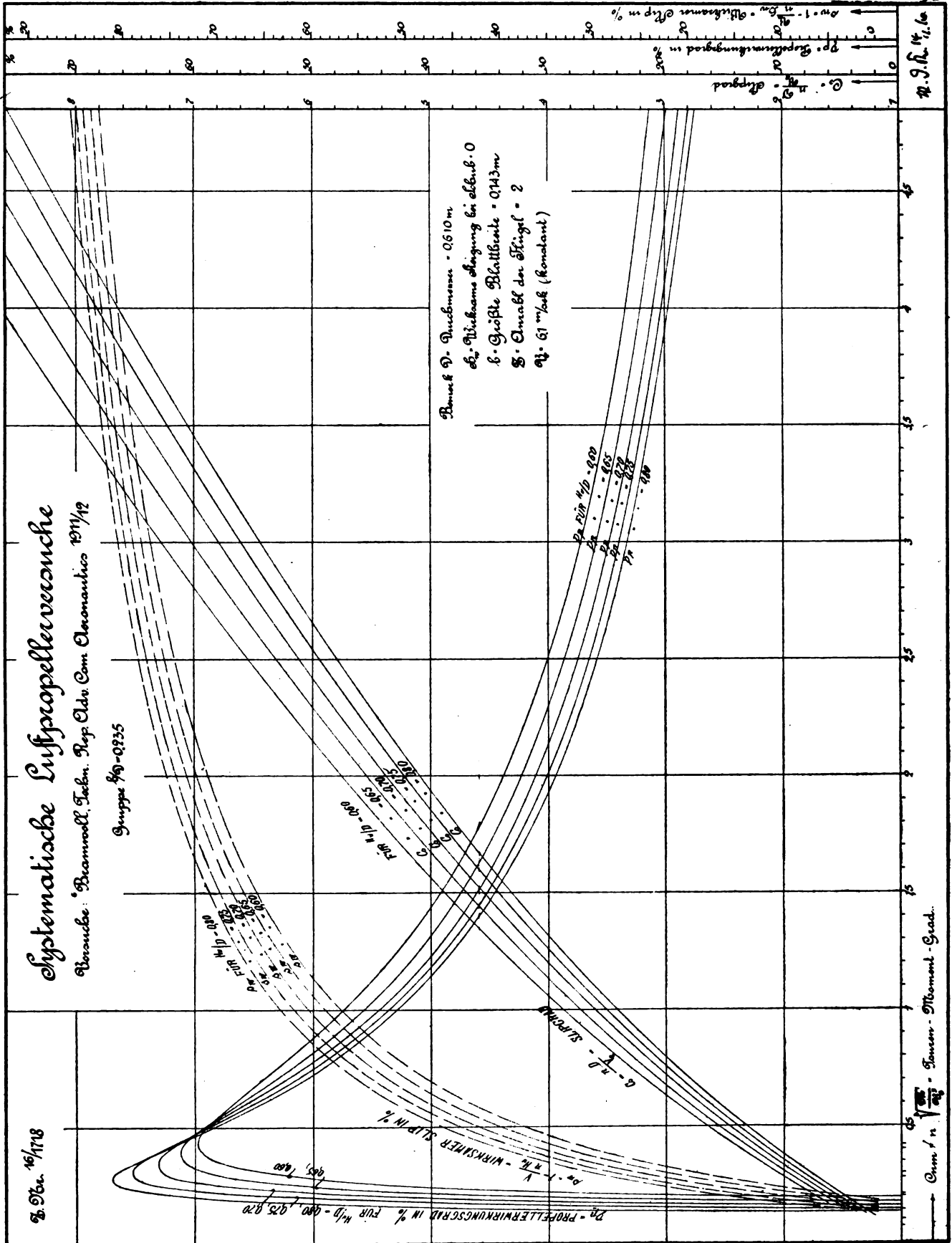


Fig. 60.

$$D = C_s \cdot \frac{V_0}{n} = 4,2 \cdot \frac{13,9}{23,3} = 2,5 \text{ m}$$

bei einer wirksamen Steigung

$$H_w = 0,6 \cdot D = 0,6 \cdot 2,5 = 1,5 \text{ m}$$

entsprechend einer Sehnensteigung von

$$H = 0,96 \cdot H_w = 0,96 \cdot 1,5 = 1,44 \text{ m}$$

und ein Motor von

$$WPS = \frac{SPS'}{\eta_D} = \frac{53,8}{0,45} = 119,5$$

abgebremsten Wellenpferdestärken vorzusehen, um die betreffende Geschwindigkeit zu erreichen. Die Diagramme Fig. 60 ermöglichen eine bequeme Ermittlung des mit einem zweckmäßigen Propeller zu erwartenden nutzbaren effek-

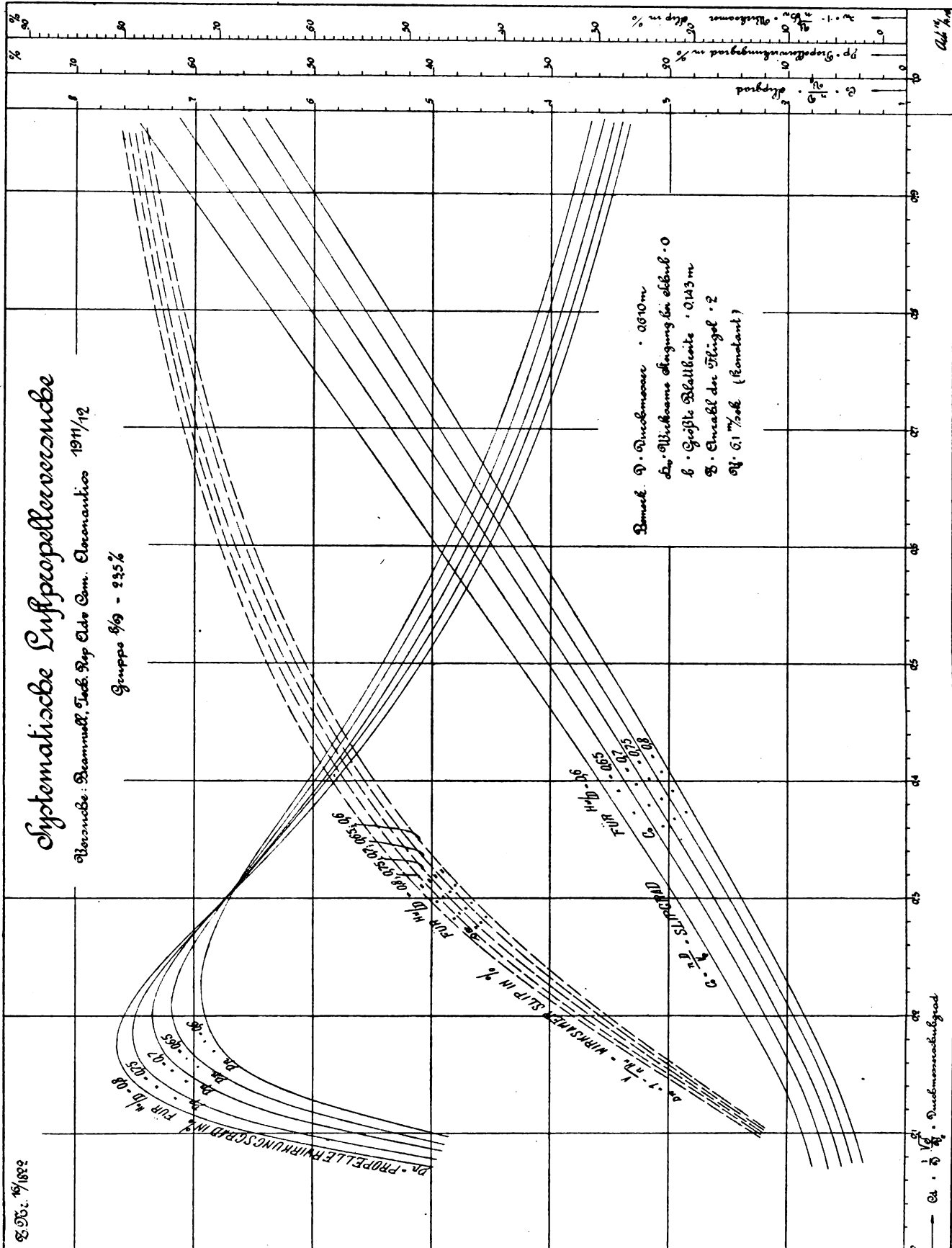


Fig. 61.

tiven Schubes für den Fall, daß ein Motor, der seine volle Leistung bei einer bestimmten Tourenzahl abgibt, bereits vorgesehen, aber der Propellerdurchmesser nicht beschränkt ist:

$$WPS = 130; n_s = 1400;$$

$$M = \frac{WPS \cdot 75}{2 \pi \cdot n_s} \cdot 60 = \frac{150 \cdot 75}{2 \pi \cdot 1400} \cdot 60 = 65,8 \text{ mkg};$$

$$\text{Tourenmomentgrad } C_{nm} = n \sqrt[3]{\frac{M}{V_e^5}} = 23,3 \cdot \sqrt[3]{\frac{66,8}{13,9^5}} = 1,175.$$

Für diesen Wert von $C_{nm} = 1,175$ läßt sich mit einem Propeller von $H_w/D = 0,6$ wirksamen Steigungsverhältnis bei einem Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 4,25$$

ein Propellerwirkungsgrad $\eta_p = 44,1$ vH erreichen. Mithin würden die effektiven Propellerschubpferdestärken $SPS = WPS \cdot \eta_p = 130 \cdot 0,441 = 57,4$ betragen, welche bei 50 km/h Geschwindigkeit einen nutzbaren Propellerschub von

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{57,5 \cdot 75}{13,9} = 310 \text{ kg}$$

ergeben würden. Da letzterer bereits größer als der Bootswiderstand bei dieser Geschwindigkeit ist, so würde das Boot hierbei eine entsprechend größere Belastung vertragen oder im anderen Falle auf eine höhere Geschwindigkeit zu bringen sein. Der Propellerdurchmesser müßte

$$D = C_s \cdot \frac{V_e}{n} = 4,25 \cdot \frac{13,9}{23,3} = 2,54 \text{ m},$$

die wirksame Steigung

$$H_w = 0,6 \cdot D = 0,6 \cdot 2,54 = 1,52$$

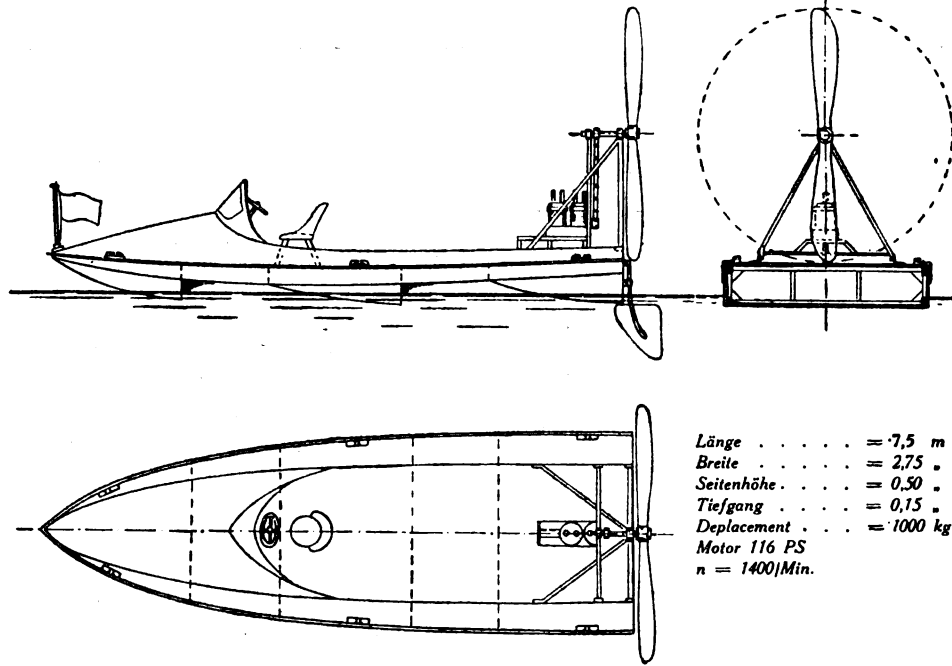


Fig. 62.

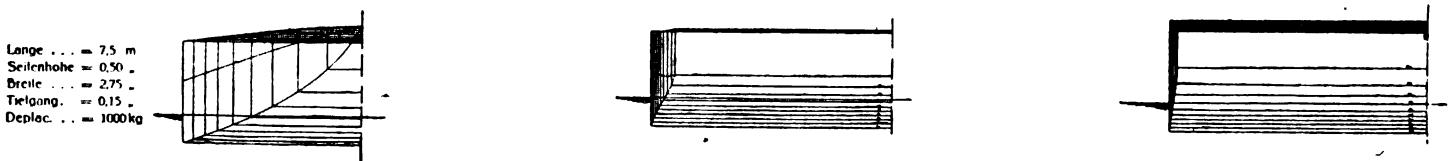
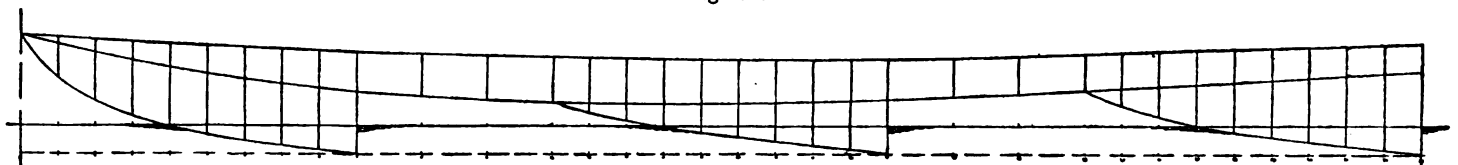
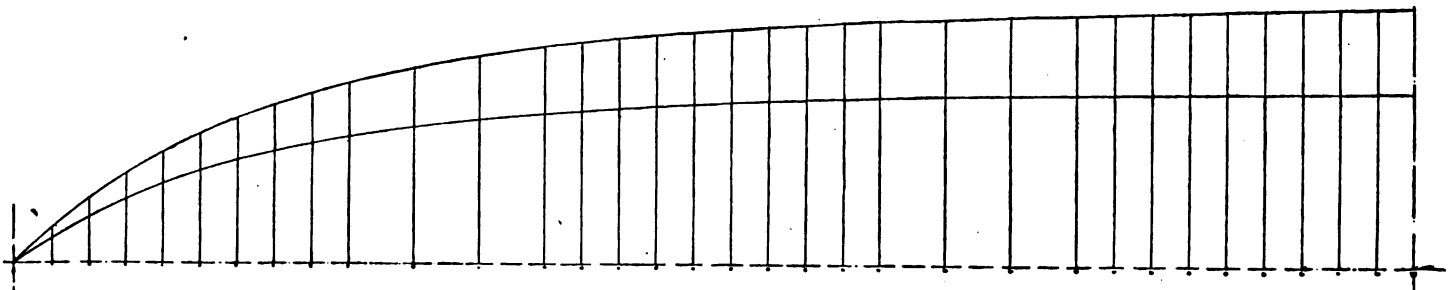


Fig. 63.



Für diese Werte

$$C_{nm} = 1,35 \text{ und } C_s = 1,067$$

bestimmen die Diagramme der dreiflügligen Propellergruppe mit 30 vH Flächenverhältnis A_p/A Fig. 23 (Heft 15/16 S. 104) ein passendes Steigungsverhältnis $H/D = 1,0$ und einen diesem zugeordneten reinen Propellerwirkungsgrad von $\eta_p = 70$ vH. Mithin

würde die effektive Leistung an Propellerschubpferdestärken

$$SPS = WPS \cdot \eta_p = 16 \cdot 0,7 = 11,2$$

und der erforderliche Propellerschub

$$S = \frac{SPS \cdot 75}{V_e} = \frac{11,4 \cdot 75}{3,75} = 224 \text{ kg}$$

betragen. Beim Luftschraubenantrieb wäre der zusätzliche

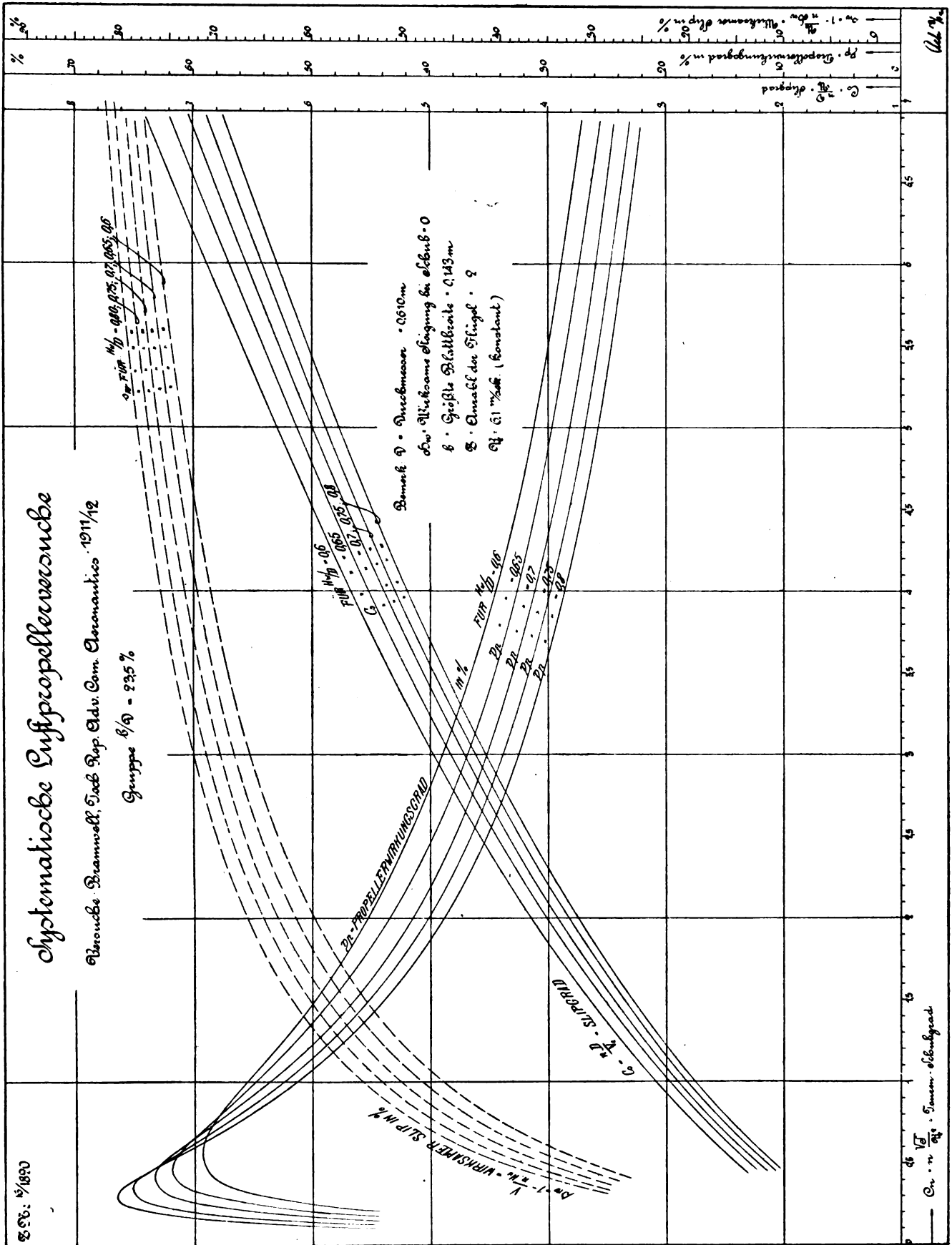


Fig. 65.

Widerstand der Schraubenwellenhalterung sowie der Propellersog von insgesamt etwa 30 vH des Bootswiderstandes in Abzug zu bringen, so daß in diesem Falle nur mit $\frac{223}{1,2} = 172$ kg erforderlichen Propellerschub zu rechnen hätte. Bei Wahl eines aus konstruktiven Gründen vielleicht noch statthaften größten Propellerdurchmessers von $D = 3,0$ m würde demnach ein Durchmesserbelastungsgrad

$$C_d = \frac{\sqrt{S}}{D \cdot V_e} = \frac{\sqrt{172}}{3 \cdot 4,6} = 1,05$$

vorliegen, welcher nach den Diagrammen Fig. 61 für das beste Steigungsverhältnis von $H_w/D = 0,6$ einen Wirkungsgrad von $\eta_p = 25$ vH erwarten läßt und einen zugehörigen Slipgrad

$$C_s = \frac{nD}{V_e} = 8,7$$

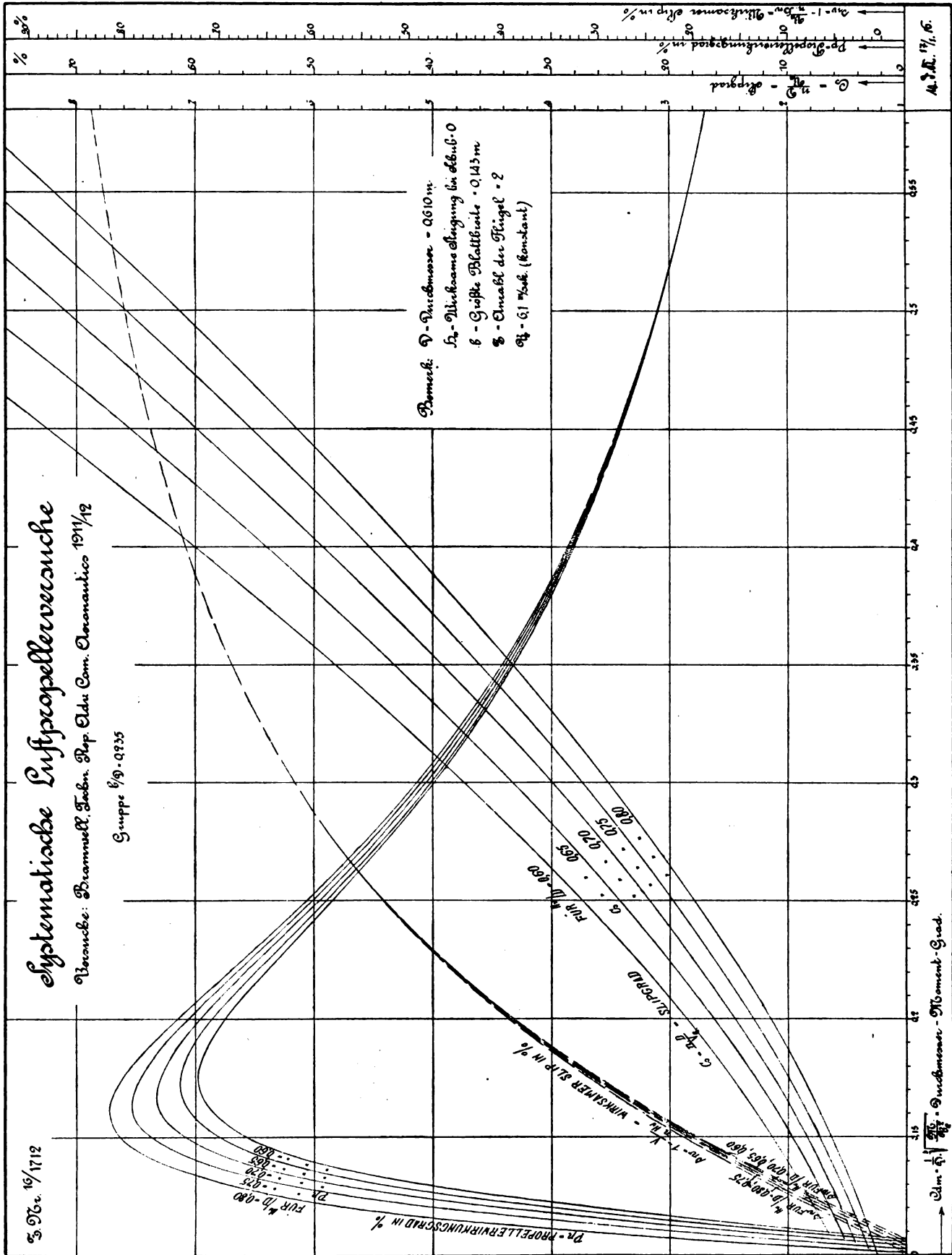


Fig. 66.

bestimmt. Es müßte demnach zur Erreichung der Geschwindigkeit von 15 km/h ein Motor von

$$WPS = \frac{SPS}{\eta_p} = \frac{172 \cdot 4,16}{75} \cdot \frac{1}{0,25} = 38$$

38 abgeregten Wellenpferdestärken vorgesehen werden, der den Propeller mit

$$n = C_s \cdot \frac{V_s}{D} = 8 \cdot \frac{4,16}{3} = 11,1 \text{ Touren}$$

pro Sekunde = $n_s = 666$ pro Minute antreibt. Da diese Motorleistung mehr als das Doppelte der bei Wasserpropellerantrieb erforderlichen beträgt, so dürften hiermit der Nachweis für die Unzweckmäßigkeit des Luftschraubenantriebes für gewöhnliche Boote von kleinerer Geschwindigkeit erbracht sein.

Das Höhensteuer der Flugzeuge.

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

(Mit Tafel III.)

Die Veränderung der Flugrichtung gegenüber der Wagrechten wird augenblicklich ausnahmslos durch eine kleine Fläche bewirkt, die hinter den Tragflügeln liegt. Die Untersuchung beschränkt sich daher auf diese Gesamtanordnung und überläßt ihre Erweiterung auf die sog. Enten, bei denen das Höhensteuer den Tragflügeln vorgelagert ist, dem Bedürfnis. Für die Einzelteile der Höhensteuerung gelten weiterhin folgende Bezeichnungen. Der Führer leitet die Drehung des

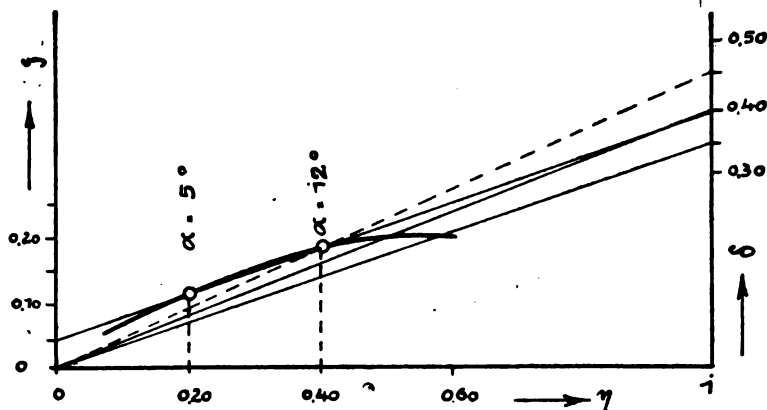


Fig. 1.

Flugzeugs um die Querachse ein durch den Knüppel¹⁾. Die Drehung des »Knüppels« aus seiner mittleren Lage nach vorn bzw. hinten bewirkt durch Vermittlung der »Steuerleitung«, die durch Kreuzung der Leinen des Drehsinn umkehrt, einen Ausschlag des an der feststehenden »Flosse« drehbar gelagerten »Ruders« nach unten bzw. oben. Flosse und Ruder zusammen heißen »Steuer«. Ein Ausschlag des Ruders bewirkt zunächst eine Querschnittsänderung des Steuers derart, daß aus der ebenen eine gewölbte Fläche wird. Zudem wird durch die Lagenänderung der Hinterkante des Ruders gegenüber der Vorderkante der Flosse der meßbare Anstellwinkel des Steuers im Sinne stärkerer Steuerwirkung verändert. Bedenkt man letzten Endes, daß der wirksame Anstellwinkel gewölbter Flächen größer ist als der meßbare, so erklärt sich auch ohne rechnerischen Verfolg die außerordentliche Wirksamkeit der gebräuchlichen Steuerkonstruktion. Sie ist auch ohne weiteres ersichtlich beträchtlicher, als wenn das Steuer lediglich aus einem Ruder (ohne Flosse) besteht. Denn die Auftriebshöchst-

¹⁾ Steuer schlechtweg, wie schon vorgeschlagen wurde, ist zu allgemein. Ebenso unrichtig ist Steuersäule. Säule ist ein Feststehendes, Tragendes. Zulässig bei Kraftwagen und Schiff. Knüppel und Hand sind hingegen vorstellungsgemäß untrennbar. Es ist auch sowohl für das Fliegen wie für die Konstruktion von untergeordneter Bedeutung, ob zur Quersteuerung (Drehung um die Längsachse) der Knüppel selbst oder ein aufmontiertes Rad zu drehen ist, es sich also im engeren Sinne um eine sog. Knüppelsteuerung oder um eine sog. Radsteuerung handelt.

werte stark gewölbter Flächen übertreffen die ebener Flächen um 100% und mehr.

Durch die Rechnung gelingt es auch, die Ruderausschläge auf das erforderliche Maß zu beschränken und damit die Knüppelbewegung so empfindlich zu machen, als es eben günstig scheint.

Wir berechnen zunächst die Momente der Luftkräfte von Zelle und Steuer für den Schwerpunkt. Für den Gleitflug und auch für Motorflug, wenn die Schubrichtung durch den Schwerpunkt geht, müssen diese Momente gleich groß und entgegengesetzt gerichtet sein, also das Moment aller Luftkräfte N verschwinden. Wir vernachlässigen die hinsichtlich der Momente geringfügige Verschiedenheit der Entfernung von Tragflügelvorderkante und Steuerdruckpunkt von der Flugrichtung des Schwerpunkts und bezeichnen mit η_T bzw. η_S die Auftriebszahl der Tragflügel bzw. des Steuers, mit κ das Inhaltsverhältnis von Steuer zu Zelle und mit δ bzw. λ den Abstand des Schwerpunkts bzw. Steuerdruckpunkts von der Tragflügelvorderkante in Teilen der Tragflügelhöhe a . Lassen wir noch den verschwindenden Anteil des Steuers am Gesamtauftrieb außer acht, so wird Gewicht gleich Zellenauftrieb

$$G = \eta_T \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \dots \dots \dots (1)$$

und damit

$$N = \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \cdot a [\eta_T \cdot \delta - \zeta - \eta_S \cdot \kappa \cdot \lambda] \dots \dots (2)$$

Hierin ist $N_T = \zeta \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \cdot a$ kgm das Moment der Zelle um die Vorderkante des (untersten) Flügels¹⁾. Darstellungen von 5 für Flügel verschiedener Querschnitte haben gezeigt, daß man für normale Betriebszustände hinsichtlich der Stabilität und im vollen Bereich sogar mit einem gewissen Sicherheitsgrad hinsichtlich der Steuerbarkeit diese Funktion linear annähern kann (Fig. 1):

$$\zeta = \varphi + \psi \cdot \eta_T \dots \dots \dots (3)$$

damit läßt sich Gleichung (2) umformen auf:

$$N = \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \cdot a [\eta_T (\delta - \psi) - \varphi - \eta_S \cdot \kappa \cdot \lambda] \dots \dots (4)$$

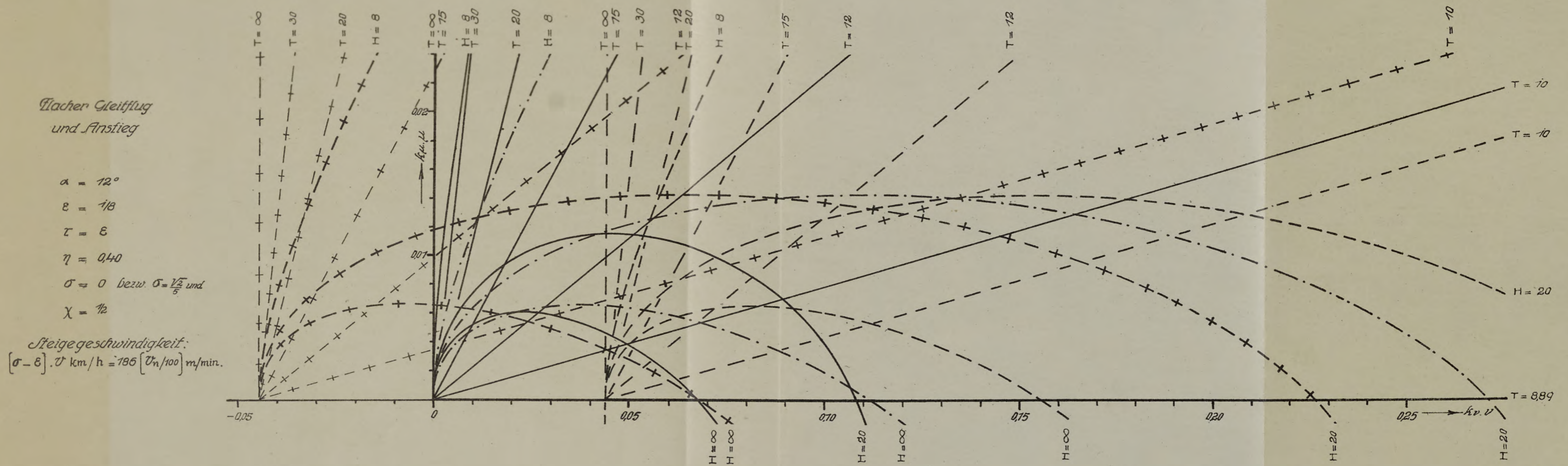
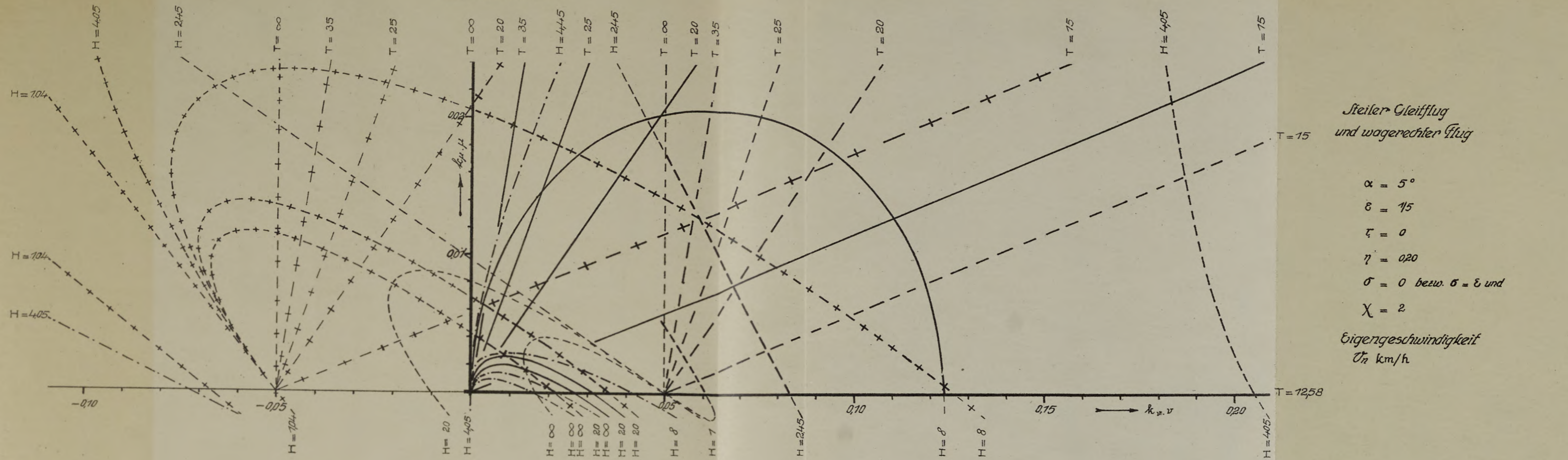
Die erste und einfachste Forderung, die hieraus abzuleiten ist, betrifft die Möglichkeit, daß eine erhebliche Störung (Böe, Luftloch usw.) den Auftrieb zum Verschwinden gebracht hat ($\eta_T = 0$; Kopfsturz) und eine beträchtliche Steuerkraft zur Verfügung stehen muß, um den normalen Anstellwinkel wiederherzustellen. Daraus folgt:

$$\kappa \cdot \lambda = \frac{\varphi}{-\eta_S} \dots \dots \dots (5)$$

Der zulässige Höchstbetrag für η_S , der hier einzuführen ist, beträgt mit mehrfacher Sicherheit etwa 0,40, da Auftriebszahlen bis über 0,80 schon gemessen worden sind und die Kurve ζ die Ordinatenachse immer unterhalb ihrer Näherungsgeraden schneidet. Die möglichste Erniedrigung der Geschwindigkeit beim »Ausschweben« vor dem »Aufsetzen« bedingt, daß auch zur Erreichung des größten Anstellwinkels keine größere Auftriebszahl als η_S vom Steuer gefordert werden darf, um zuverlässig den größten Anstellwinkel erreichen zu können. Mit anderen Worten, daß nach Fig. 1 die Tangente δ der Ursprungsgeraden $\eta \cdot \delta$ immer kleiner gewählt werden sollte als ψ , höchstens gleich ψ . Die dann, d. h. im letzteren Falle, unveränderliche negative Auftriebszahl des Steuers für alle Anstellwinkel bedeutet keineswegs unveränderlichen Ausschlag des Steuers, sondern da mit zunehmendem Anstellwinkel des Tragflügels der infolge der Schränkung negative Anstellwinkel der Flosse (nicht des Steuers) abnimmt, so muß die Ab-

¹⁾ Die dimensionslose Größe ζ , wie Widerstands- und Auftriebszahl schlichtweg als Momentenzahl zu bezeichnen, scheint für analytische und graphische Rechnungen viel geeigneter als die anschaulich irreführende Angabe der »Druckpunktlage« auf der Sehne und wird auch im Windtunnel unmittelbar gemessen.

von Dr. Ing. Hans Georg Bader.



--- Gleitflug
 -+--+ Vollgas Schub
 --- zentrisch: $s = 0$
 --- hoch: $s = +\frac{1}{4} \left[\frac{\tau}{\frac{U_n}{100}} \right]^2 \text{ m}$
 --- tief: $s = -\frac{1}{4} \left[\frac{\tau}{\frac{U_n}{100}} \right]^2 \text{ m}$

Halbwertszeiten H und
 Schwingungsdauern T in
 $\left[\frac{U_n}{100} \right]$ Sekunden.

nahme der Anstellung
geglichen werden; d. h.
des Knüppels nach h
vergrößern, zunehmenden
Auftriebszahlen des
standes und mit Er
Flugzeug verbunden
Gleichung (4), da ja
gewicht N zu Null we
doch bis zum gewiss
Bedenken entgegen.
dem Anstellwinkel α

$$N' = \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\gamma}{\rho} \cdot F \cdot \dots$$

zeigt, daß die Erreich
mit abnehmendem α
zunehmenden Mome
dert, durch die Verg
über einen gewissen
sich, indem man G
Größen bekannt sin
der Indifferenz des
einem Zustande, w
zeug verschiedene
gezwungen, die Se
zu wählen. Man
vorn legen, um
der Steuerung ver
nicht über ein gew
ohne die Stabilisi
doch ohne Zweifel
zeugs ein rückführ
welches, nach Stör
über der Flugricht
Denn ganz abgese
an die Aufmerksam
lässigkeit dieser
mit den einfache
Verkehrs- oder a
Lagenbeständigke
Maß für die sta
Begriff der η met
sich aus

$$\frac{-N'}{G} = \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\eta_r'}{\eta_r}$$

arc α in Gle
winkel in Bogen
der Auftriebsza
mehr oder wen
weniger oder me
Anstellwinkels α
schwindet.

Die Definit
änderung der
der darin begr
durch den Trag
winkel der η Flos
lenkung der Str
den für eine
 β mal so breit

$$\rho = \dots$$

Die Flosse
flügel um einen
Anstellwinkel α

¹⁾ Die Änd
($dv/d\alpha$) ist für
wichtsbedingung
Momente gleich
gefügt werden,
nach Bogenein

nahme der Anstellung durch eine Zunahme der Wölbung ausgeglichen werden; d. h. der Auschlag des Steuers nach oben, des Knüppels nach hinten, muß, um den Anstellwinkel zu vergrößern, zunehmen. Nun lassen sich die großen negativen Auftriebszahlen des Steuers, die mit Erhöhung des Widerstandes und mit Erniedrigung des Auftriebs für das ganze Flugzeug verbunden sind, offenbar meiden, wenn man nach Gleichung (4), da ja bei zentrischem Antrieb für das Gleichgewicht N zu Null werden muß, δ vergrößert. Dem stehen jedoch bis zum gewissen Maße hinsichtlich der Stabilisierung Bedenken entgegen. Die Ableitung der Gleichung (4) nach dem Anstellwinkel α

$$N' = \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot F \cdot v^2 \cdot a \left[\eta_T' (\delta - \psi) - \eta_S' \cdot \frac{d\alpha_F}{d\alpha_T} \cdot \kappa \cdot \lambda \right] \quad (6)$$

zeigt, daß die Erreichung eines negativen Werts für N' , d. h. eines mit abnehmendem Anstellwinkel im Sinne seiner Vergrößerung zunehmenden Moments, wie die statische Stabilisierung fordert, durch die Vergrößerung von δ erschwert, ja bei Steigerung über einen gewissen Wert unmöglich gemacht wird. Es läßt sich, indem man Gleichung (6) = 0 setzt, wenn alle anderen Größen bekannt sind, der obere Grenzwert für δ angeben, der der Indifferenz des Gleichgewichts ($N' = 0$) entspricht, d. h. einem Zustande, wo bei gleichem Steuerausschlag das Flugzeug verschiedene Lagen einnehmen kann. Man sieht sich so gezwungen, die Schwerpunktslage zwischen engen Grenzen zu wählen. Man darf den Schwerpunkt nicht zu weit nach vorn legen, um nicht eines bestimmten Sicherheitsgrades der Steuerung verlustig zu gehen, und man kann ihn nicht über ein gewisses Maß nach hinten verschieben, ohne die Stabilisierung zu unterbinden. Und es ist doch ohne Zweifel für jeden Betriebszustand des Flugzeugs ein rückführendes Moment ($-N') > 0$ zu fordern, welches, nach Störungen der Lage des Flugzeugs gegenüber der Flugrichtung, die alte Lage wiederherstellt. Denn ganz abgesehen von der unerhörten Anforderung an die Aufmerksamkeit des Führers, die eine Vernachlässigung dieser Forderung mit sich brächte, ist es mit den einfachsten Funktionen des Flugzeugs als Verkehrs- oder als Kampfmittel unverträglich, seine Lagenbeständigkeit nicht unbedingt zu sichern. Man hat als Maß für die statische Stabilisierung aus dem Schiffbau den Begriff der »metazentrischen Höhe« übernommen. Sie ergibt sich aus

$$\frac{-N'}{G} = \frac{180}{\pi} \cdot \frac{\eta_T'}{\eta_T} \cdot a \left[\psi - \delta + \frac{\eta_S'}{\eta_T'} \cdot \frac{d\alpha_F}{d\alpha_T} \cdot \kappa \lambda \right] = \frac{a}{\text{arc } a} \cdot \nu \quad (7)$$

$$\nu = \psi - \delta + \frac{\eta_S'}{\eta_T'} \cdot \frac{d\alpha_F}{d\alpha_T} \cdot \kappa \lambda \quad (8)$$

arc a in Gleichung (7) bedeutet den »wirksamen« Anstellwinkel in Bogeneinheiten, d. h. die Subtangente im Diagramm der Auftriebszahl über dem Anstellwinkel. Je nach dem mehr oder weniger linearen Verlauf von η_T über α_T ist a weniger oder mehr verschieden von der Summe des meßbaren Anstellwinkels und des Winkels, bei dem der Auftrieb verschwindet.

Die Definition Gleichung (8) enthält neben der Auftriebsänderung der Flosse η_S' einen Reduktionsfaktor $d\alpha_F/d\alpha_T$, der darin begründet ist, daß infolge Strömungsablenkung durch den Tragflügel der durch Windfahne »meßbare« Anstellwinkel der »Flosse« kleiner ist als der »scheinbare«. Die Ablenkung der Strömung durch die Tragflächen beträgt in Grad für eine Flosse im Abstand λ , wenn die Tragflächen β mal so breit als tief sind,

$$\varrho = \frac{180}{\pi^2} \cdot \frac{\eta_T}{\beta_T} \left(1 + \sqrt{1 + \left(\frac{\beta_T}{2\lambda} \right)^2} \right) = c_\varrho \cdot \eta_T \quad (9)$$

Die Flosse (nicht das Steuer) sei gegenüber dem Tragflügel um einen Winkel σ geschränkt. Dann ist der »meßbare« Anstellwinkel der Flosse (nicht des Steuers)

¹⁾ Die Änderung der Geschwindigkeit mit dem Anstellwinkel ($dv/d\alpha$) ist für zentrischen Antrieb entsprechend der Gleichgewichtsbedingung $N = 0$ ohne Einfluß, da sie positive wie negative Momente gleichmäßig ändert. Der Faktor $180/\pi$ mußte in N' beigefügt werden, da die Auftriebszahlen nach Gradeinheiten, N' aber nach Bogeneinheiten abgeleitet werden.

$$\alpha_F = \alpha_T - \sigma - \varrho = \alpha_T - \sigma - c_\varrho \cdot \eta_T \quad (10)$$

Daraus folgt:

$$d\alpha_F/d\alpha_T = 1 - c_\varrho \cdot \eta_T' \quad (11)$$

Nunmehr fehlt zur numerischen Berechnung der metazentrischen Höhe nur noch die Änderung der Auftriebszahl des Steuers mit seinem Anstellwinkel. Zu dem Zweck bedarf es zahlenmäßiger Feststellungen, die von vornherein an bestimmte Formen von Ruder und Flosse gebunden sind. Es ist hinlänglich bekannt, daß die Auftriebszahlen mit größerer relativer Breite (größerem Seitenverhältnis) der Flügel wachsen. Es ist also durchaus zweckmäßig, von der üblichen, an das Vorbild des Vogels angelehnten Steuerform Abstand zu nehmen und sich rechteckigen Formen mit möglichst großer seitlicher Erstreckung zuzuwenden. Andererseits stehen dem Bedenken entgegen hinsichtlich der Versteifung der Flächen am Rumpf und der mit der Verbreiterung der Flächen wachsenden Ansprüche an die Torsionsfestigkeit des Rumpfes selbst. Es ist daher für die folgende Rechnung ein Seitenverhältnis 3 ($\beta_s = 3$) zugrunde gelegt und dabei einmal die Achse des Ruders in die Hälfte, das andere Mal in zwei Drittel der Tiefe des Steuers gelegt. Bedeutet x das Tiefenverhältnis von Flosse zu Ruder (also den gewählten Achsenlagen gemäß $x = 1$; bzw. $x = 2$), so ist die Anstellwinkeländerung ζ mit Ruderausschlag ω nach Fig. 2 bestimmt durch:

$$\text{tg } \zeta = \frac{\sin \omega}{x + \cos \omega} \quad (12)$$

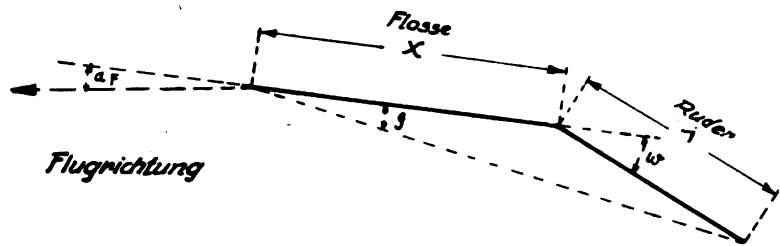


Fig. 2.

und der Wölbungspfeil:

$$\gamma = \frac{x}{x + \cos \omega} \cdot \frac{\text{tg } \zeta}{1 + \text{tg}^2 \zeta} \quad (13)$$

Außerdem verkürzt sich die Sehne des Steuers. Die Fläche des Steuers oder ihre Auftriebszahl ist daher mit einem Faktor χ zu reduzieren, der folgt aus:

$$\chi = \frac{x + \cos \omega}{x + 1} \sqrt{1 + \text{tg}^2 \zeta} \quad (14)$$

Die zur Berechnung der Auftriebszahlen zur Verfügung stehenden Versuchswerte von Föppl und Eiffel¹⁾ treffen insofern für den vorliegenden Fall nicht ganz zu, als Föppl keine für ebene und gewölbte Flächen gleichlautende Gesetzmäßigkeit gefunden hat und Eiffel seine Versuche auf Flächen mit einem Seitenverhältnis $\beta = 6$ beschränkt. Man wird so gedrängt in der näherungsweise linearen Funktion für die Auftriebszahlen:

$$\eta = \xi + t \cdot \alpha \quad (15)$$

das ξ von Eiffel zu übernehmen, da seine Form einen stetigen Übergang von ebenem zu gewölbtem Steuer gestattet und für die Ableitung $t = \frac{d\eta}{d\alpha} = \eta'$ Föppls Formel zu benutzen, die das Seitenverhältnis berücksichtigt. Man erhält nach Föppl für $\beta = 3$:

$$t = \eta' = 0,020 + 0,32 \gamma \quad (16)$$

und nach Eiffel gültig bis $\gamma = 0,08$, dann etwa konstant bis $\gamma = 0,12$.

$$\xi = 2,40 \gamma \quad (17)$$

Setzt man noch aus Gleichung (12) ζ für α in Gleichung (15) ein, so zeigt η_S' über η_S' den Verlauf des Diagramms Fig. 3. Offenbar ist die Achsenlage des Ruders in zwei Drittel der Tiefe

¹⁾ Verfasser hat eine Zusammenstellung in den Mitteilungen über Forschungsarbeiten V. D. Ing., Heft 189/190, S. 11, gegeben.

des Steuers günstiger als die in der Hälfte. Denn gleichen Werten η_S entsprechen größere Werte η_S' und größere Ausschläge ω . Ohne weiteres ist also höhere Stabilität und höhere Empfindlichkeit der Steuerung gegeben. Es wird daher im Diagramm, Fig. 4, nur eine Kurve (Achsenlage in $\frac{2}{3}$), entsprechend Steuer-ausschlägen nach oben und unten, spiegelbildlich nach unten und oben, aufgetragen. Ursprungsgerade mit Tangenten α_F gestatten auf den Ordinaten zwischen Kurve und Gerader direkt die Auftriebszahl η_S bei beliebigem Anstellwinkel α_F der Flosse abzulesen. Der Anstellwinkel des Steuers bleibt also überhaupt unbekannt und, damit der wirksame Höchstwert nicht überschritten wird, ist die nach Föppels Versuche

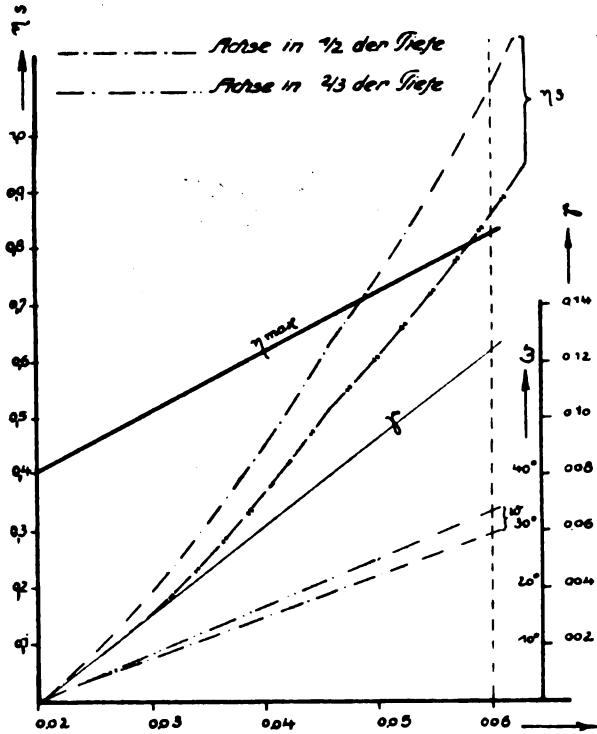


Fig. 3.

überhaupt erreichbare größte Auftriebszahl in Fig. 3 mit ein-
getragen.

$$\eta_{max} = 0,40 + 3,4 \cdot \gamma \dots (18)$$

Parallelverschiebung des Geradenbüschels nach oben bzw. unten um einen bestimmten Betrag η_S ergibt für diese Auftriebszahl die gesuchten Werte η_S' als Funktion von α_F , daß wiederum für bestimmte α_F eindeutig aus Gleichung (10) folgt (Fig. 5).

Damit ist also zur Ermittlung der metazentrischen Höhe auch die letzte Größe der Zahl nach bekannt, und es fragt sich nur, welche Grade der Stabilität die Dynamik fordert. Man hat es dann in der Hand, dadurch, daß man den Schwerpunkt weiter nach vorn legt, also δ klein macht, oder indem man die Schränkung der Flosse gegenüber dem Tragflügel mindert¹⁾, die Stabilität bis zu einem gewissen Betrage beliebig zu steigern, auch wenn man den Kleinstwert für die Steuerflächen, wie er aus Gleichung (5) folgt, aus Gründen der Wirtschaftlichkeit nicht überschreiten will.

Es ist das geradezu einzige Ziel aller Stabilitätstheorien²⁾, die Größe des Stabilisierungsmomentes zu berechnen, das eine bestimmte Halbwertszeit für die Beilegung zufällig eingetretener

¹⁾ Wenn bisher möglichst große Schränkung gefordert wurde, so geschah dies, weil das Steuer lediglich als eben betrachtet wurde und die zur Erreichung kleiner Werte δ erforderliche große negative Auftriebszahl der Flosse η_S sich nur durch Minderung des Anstellwinkels erreichen ließ. Da jedoch die Auftriebsänderungen mit dem Wölbungsgrad stark wachsen, ist für Stabilität und Dämpfung die stark gewölbte Fläche bei kleinem negativem Anstellwinkel günstiger als die schwachgewölbte oder gar ebene bei großem negativem Anstellwinkel.

²⁾ Im Jahrbuch der Luftfahrt 1912 (S. 348 ff.) von Reißner (natürlich mit Ausschluß der späteren Arbeiten von Bader und v. Kármán) besprochen.

Störungen der Lage oder der Geschwindigkeit gewährleistet. Es würde daher zu weit führen und auch die Aufmerksamkeit vom Ziel der vorliegenden Arbeit ablenken, den Weg, der zur Lösung der Frage geführt hat, hier noch einmal klarzulegen. Ich muß mich auf Ansätze und Ableitungen, wie ich sie in den Forschungsarbeiten d. V. D. Ing., Heft 189/190, gegeben habe, berufen¹⁾. In Betracht kommt dortselbst die Gleichung (Forschungsheft Gleichung 102) für die Dämpfung der hier allein in Frage stehenden²⁾ gefährlichen »Schwerpunktsschwingungen«. Der dort angegebene Wert für die Dämpfung, den wir hier schlichtweg mit d bezeichnen wollen, steht zur Halbwertszeit in der Beziehung:

$$H = \frac{2 \ln 2}{d} \cdot \frac{v}{g} \text{ sk} \dots (19)$$

und mit Angabe der Geschwindigkeit in Vkm/h, bezogen nach Gl. (1) auf den Nennwert der Geschwindigkeit V_n , der bei wagrechtem Flug in geringer Höhe gemessen wird:

$$v^2 = \left(\frac{100}{3,6}\right)^2 \cdot (V/100)^2 = \left(\frac{100}{3,6}\right)^2 \cdot \frac{\eta_n}{\eta} \cdot (V_n/100)^2 \dots (20)$$

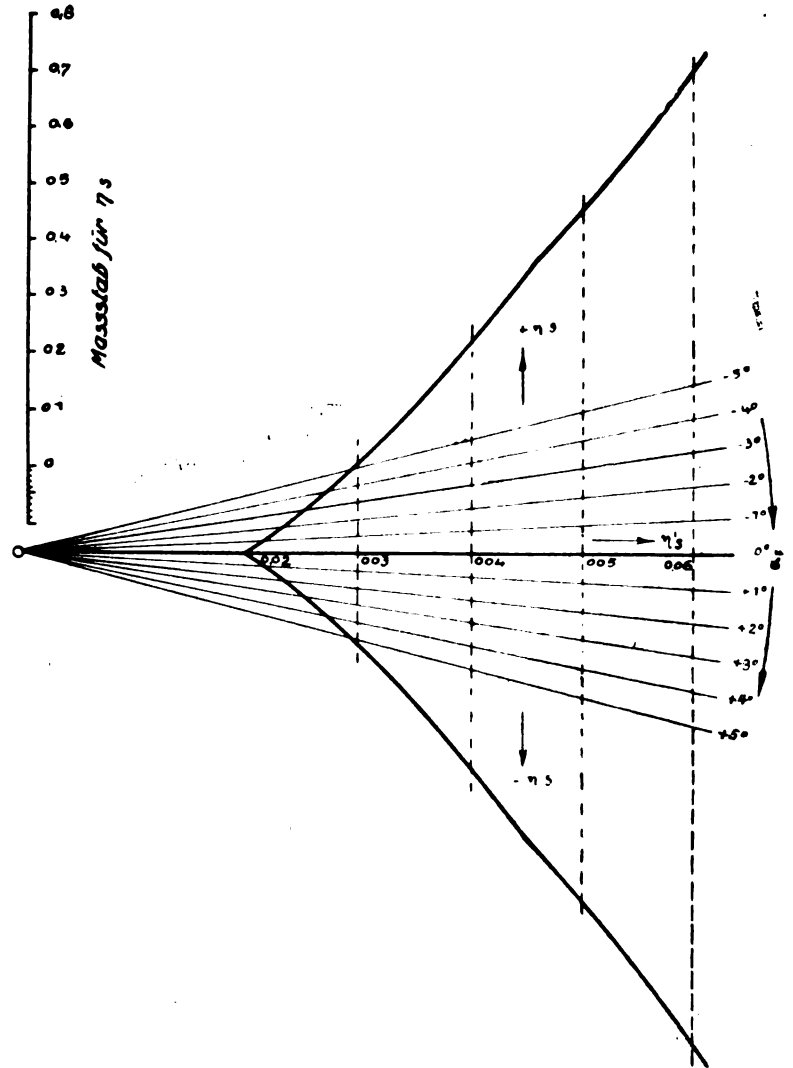


Fig. 4.

Also schließlich:

$$H = \frac{3,94}{d} \cdot V/100 = \frac{3,94 \cdot \sqrt{\eta_n/\eta}}{d} \cdot V_n/100 \text{ sk} \dots (21)$$

¹⁾ Ein Auszug aus dem Forschungsheft ist in der Z. f. Fl. u. Motorl. 1917, S. 43 ff., gegeben. Er enthält jedoch nicht alle hier benötigten Voraussetzungen. Daher mußte nach Forschungsheft zitiert werden. Die Nummer der Gleichungen des Auszugs ist um geradeaus 50 kleiner als die hier zitierten Nummern im Forschungsheft.

²⁾ Daß nur eins der Wurzelpaare der biquadratischen Frequenzgleichung in Betracht zu ziehen ist, hat zuerst Reißner im Jahresbericht d. Deutschen Math.-Ver. 1908 ausgesprochen.

Um indessen nicht wie a. a. O. auf den Anstellwinkel kleinsten Widerstandes in der Anwendbarkeit der Formel beschränkt zu sein, vernachlässigen wir in Forschungsheft Gleichung (73) lediglich die geringfügige Änderung von Auftrieb und Widerstand mit der Winkelgeschwindigkeit (k und l) und das von zweiter Ordnung kleine Produkt $\text{tg } \vartheta \cdot j$ zweier von erster Ordnung kleiner Binome.

$$\mathfrak{D}_k = (\text{tg } \vartheta + j) \cdot n + m(2 + jy - 2x) + xz \quad (22)$$

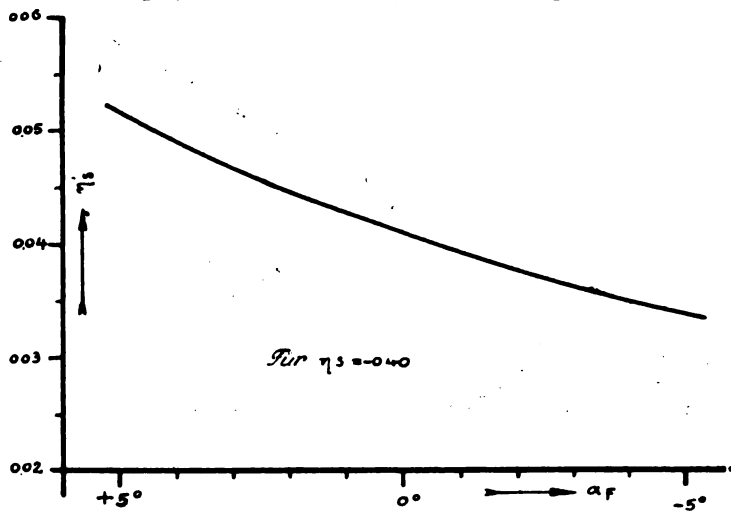


Fig. 5.

Den so vereinfachten Beiwert des linearen Glieds der biquadratischen Frequenzgleichung setzen wir gemäß Forschungsheft Gleichung (87) seiner für gekoppelte Schwingungen notwendigen Form gleich:

$$\mathfrak{D}_* = d \cdot \frac{E_2}{C_2} + \frac{D_2}{C_2} \cdot \frac{E_1}{C_1} = d \left(n + \frac{yz}{2} + my \right) + (m + y) \cdot \frac{2n + yz}{n + \frac{yz}{2} + my} \quad (23)$$

Die Gleichung läßt sich wesentlich vereinfachen, wenn wir für das Binom $n + \frac{yz}{2}$ eine neue Bezeichnung einführen:

$$p = \frac{n}{y} + \frac{x}{2} \quad (24)$$

Hiermit wird

$$\frac{\mathfrak{D}}{y} = \frac{\mathfrak{D}_*}{y} \quad (25)$$

$$(\text{tg } \vartheta + j) p + m \left(\frac{2}{y} + j - \frac{2x}{y} \right) + z \left(\frac{x}{y} - \frac{\text{tg } \vartheta + j}{2} \right) = d \cdot (p + m) + \left(\frac{m}{y} + 1 \right) \frac{2p}{p + m} \quad (26)$$

Bezeichnen wir mit

$$\left. \begin{aligned} a &= \text{tg } \vartheta + j - d \\ b &= \frac{2}{y} + j - \frac{2x}{y} - d \\ c &= \frac{x}{y} - \frac{\text{tg } \vartheta + j}{2} \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

so vereinfacht sich die Beziehung zwischen p und m zu der Kegelschnittsgleichung

$$(ap + bm + cz)(p + m) - 2p \left(m \cdot \frac{1}{y} + 1 \right) = 0 \quad (28)$$

deren Beiwerte entsprechend

$$\mathfrak{A} p^2 + 2 \mathfrak{B} pm + \mathfrak{C} m^2 + 2 \mathfrak{D} p + 2 \mathfrak{E} m + \mathfrak{F} = 0 \quad (29)$$

lauten:

$$\left. \begin{aligned} \mathfrak{A} &= a & \mathfrak{D} &= c \cdot \frac{z}{2} - 1 \\ \mathfrak{B} &= \frac{a+b}{2} - \frac{1}{y} & \mathfrak{E} &= c \cdot \frac{z}{2} \\ \mathfrak{C} &= b & \mathfrak{F} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

Diese Beiwerte sind nach Gleichung (27) und Forschungsheft Gleichung (68) Funktion des Betriebszustandes, und dieser wird eindeutig und vollständig charakterisiert durch einen Punkt der Polarkurve des Flugzeugs (ξ über η ; vgl. Fig. 6) und den zugeordneten Punkt der Betriebskurve des Propellers (S über V ; vgl. Fig. 7).

Ist durch den meßbaren Wert der Eigengeschwindigkeit Vkm/h des Flugzeugs der meßbare Anstellwinkel oder dieser unmittelbar bekannt, so folgt der «wirksame» Anstellwinkel α aus:

$$y = \frac{\eta'}{\eta} \cdot \frac{180}{\pi} = \frac{1}{\text{arc } \alpha} \quad (31)$$

Wir entnehmen ferner dem Polardiagramm des Flugzeugs das Verhältnis ε von Widerstand zu Auftrieb, schlechtweg als Gleitzahl bezeichnet

$$\xi/\eta = \text{tg } \gamma = \varepsilon \quad (32)$$

und die Tangente der Polarkurve (ξ über η) im angegebenen Punkt

$$\frac{d\xi}{d\eta} = \frac{x}{y} = \tau \quad (33)$$

Die unmittelbar empirisch feststellbare Kurve S über V liefert für den durch V bestimmten Punkt

$$\frac{S}{G} = \sigma \quad (34)$$

$$\chi = -\frac{dS}{dV} \cdot \frac{V}{S} \quad (35)$$

Nach den Definitionen Forschungsheft Gleichung (68) ist dann

$$\text{tg } \vartheta = \text{tg } \gamma - \frac{S}{G} = \varepsilon - \sigma \quad (36)$$

$$j = 2 \text{tg } \gamma + \chi \cdot \frac{S}{G} = 2\varepsilon + \chi \cdot \sigma \quad (37)$$

Die Beiwerte $\mathfrak{A} \mathfrak{B} \mathfrak{C}$:

$$\left. \begin{aligned} \mathfrak{A} &= 3\varepsilon + (\chi - 1) \cdot \sigma - d \\ \mathfrak{B} &= 2,5\varepsilon - \tau + (\chi - 0,5) \cdot \sigma - d \\ \mathfrak{C} &= 2\varepsilon - 2\tau + \chi \cdot \sigma + 2 \text{arc } \alpha - d \end{aligned} \right\} \quad (38)$$

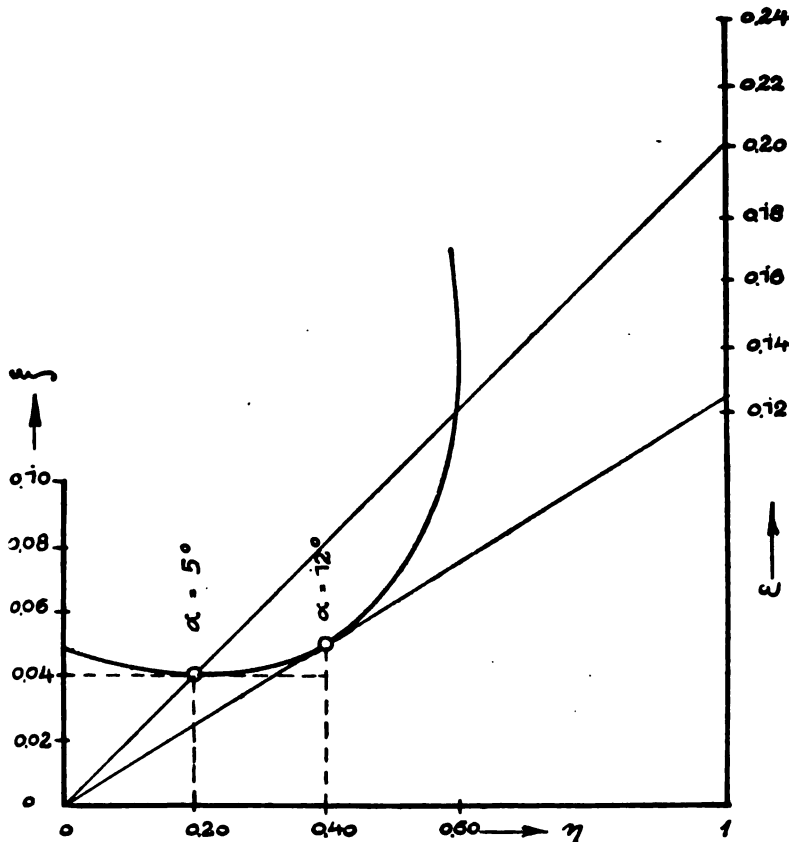


Fig. 6.

gelten somit ausschließlich für einen bestimmten Betriebszustand und variieren in durchaus gleicher Weise mit der Dämpfung. Hingegen gelten \mathfrak{E} und damit auch $\mathfrak{D} = \mathfrak{E} - 1$ völlig unabhängig von der Größe der Dämpfung nur für eine bestimmte Exzentrizität des Schubs bei dem für \mathfrak{A} \mathfrak{B} \mathfrak{C} mit den Gleichungen (31) bis (35) definierten Betriebszustand

$$\mathfrak{E} = c \cdot \frac{z}{2} \dots \dots \dots (30)$$

worin nach Gleichung (27)

$$c = -1,5 \varepsilon + \tau + \frac{1-\chi}{2} \sigma \dots \dots \dots (39)$$

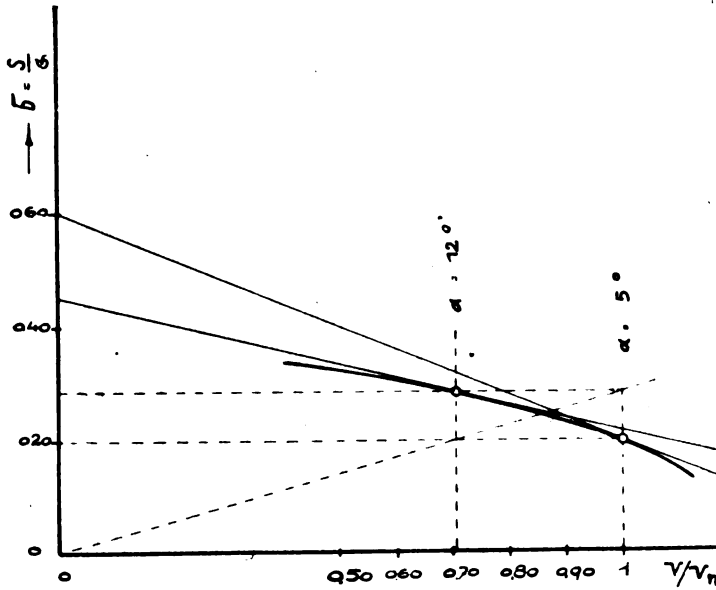


Fig. 7.

und mit Gleichung (20) nach Forschungsheft Gleichung (68)

$$\begin{aligned} z/2 &= (2 + \chi) \sigma \cdot \frac{v^2}{2g} \cdot \frac{s}{r^2} \\ &= 39,4 \cdot \frac{\eta_n}{\eta} \cdot (2 + \chi) \cdot \sigma \cdot \left(\frac{V_n/100}{r}\right)^2 \cdot s \dots \dots \dots (40) \end{aligned}$$

Es erübrigt nur noch, die statische Dämpfung m und die statische Stabilisierung p algebraisch anzugeben. Wir haben schon oben bei der Auflösung der Gleichung (26) nach Potenzen von p und m als bekannt¹⁾ vorausgesetzt, daß allein diese Größen durch die Wahl der Steueranordnung beeinflusst werden können und eben deswegen diese Auflösung rechtfertigen. Wir können bei der Berufung auf die Ableitung von m , wie sie im Forschungsheft S. 19 gegeben ist, zugleich eine weitere Vereinfachung einführen, insofern wir den äußerst geringfügigen Anteil des Tragflügels an der statischen Dämpfung vernachlässigen und die ganze Dämpfung auf die Wirkung des Steuers²⁾ zurückführen. Damit schreibt sich nach Forschungsheft Gleichung (68)

$$m = \frac{180}{\pi} \cdot \frac{a^2}{r^2} \cdot \frac{\eta_s' \cdot \kappa \cdot \lambda^2}{\eta} \dots \dots \dots (41)$$

Eben daselbst ist auch n definiert, so daß mit Gleichung (31) und Gleichung (7) geschrieben werden kann

$$p = \frac{v^2}{g \cdot r^2} \left[a \cdot v + s \cdot \sigma \cdot \left(1 + \frac{\chi}{2}\right) \right] \dots \dots \dots (42)$$

Hierin ist nach Gleichung (8) und Gleichung (11)

$$v = \psi - \delta + \eta_s' \cdot \kappa \cdot \lambda \cdot \left(\frac{1}{\eta_T} - c_q\right) \dots \dots \dots (43)$$

¹⁾ Die Auflösung nach Dämpfungs- und Stabilisierungsmomenten ist zuerst von de Bothézat, Étude de la stabilité de l'aéroplane für die Wurzeln der Frequenzgleichungen versucht worden. (1911, Dunot et Pinat, Seite 136.)

²⁾ Der Einfluß des Propellerwindes auf Dämpfungs- und Stabilisierungswirkung des Steuers mußte vorläufig außer acht gelassen werden, um die Darstellung nicht zu sehr mit sekundären Problemen zu belasten.

Nun ist nach Gleichung (5) $\kappa \cdot \lambda$ bekannt, und da sich λ aus der Konstruktion ergibt und auch η_s' aus den Anforderungen an die Steuerkraft abgeleitet werden kann, ist m vorläufig bestimmt und p folgt für bestimmte Halbwertszeit explizite aus

$$p \cdot \mathfrak{A} = -\mathfrak{B}m - \mathfrak{D} \pm \sqrt{(\mathfrak{B}^2 - \mathfrak{A}(\mathfrak{C})m^2 + 2(\mathfrak{B}\mathfrak{D} - \mathfrak{A}\mathfrak{E})m + \mathfrak{D}^2)} \quad (44)$$

Von den beiden Wurzeln wird man natürlich im Interesse der Wirtschaftlichkeit, d. h. um den Widerstand nicht allzu sehr zu erhöhen und den Auftrieb zu erniedrigen, soweit nicht andere Bedenken entgegenstehen, den kleineren wählen. Es ist selbstverständlich, daß nur Werte $p > 0$ in Frage kommen, da sonst die Bewegung des Flugzeugs ihre Periodizität verliert und in zwei Bewegungsarten zerfällt, von denen zwar eine gedämpft, die andere aber ausgesprochen labil ist. Aus dieser Bedingung ergibt sich, daß bei tiefer Lage der Propellerachse gegenüber dem Schwerpunkt v nicht allein positiv, sondern

nach Gleichung (42) größer als $\left(-\frac{s}{a}\right) \cdot \sigma \cdot \left(1 + \frac{\chi}{2}\right)$ sein muß.

Umgekehrt ist es natürlich unter Berufung auf die Ungleichung $p > 0$ nicht zulässig, bei hoher Lage des Schubes das vom Steuer zu liefernde Stabilisierungsmoment verschwinden oder gar negativ werden zu lassen, da die stabilisierende Wirkung des Antriebs beim Gleitflug wegfällt.

Man könnte freilich bei der kurzen Dauer des Gleitflugs für diese Zeit durch eine leichte Labilität die Aufmerksamkeit des Führers erhöht in Anspruch nehmen; aber die erforderlichen Werte statischer Dämpfung sind recht beträchtlich. — Die Bedingung $p > 0$ läßt sich leicht dynamisch veranschaulichen. Die Exzentrizität des Schubs hat zur Folge, daß die Geschwindigkeitsschwankungen, die sonst bei der Gleichheit der positiven und negativen Momente der Luftkräfte auf die Lage des Flugzeuges gegenüber der Flugrichtung ohne Einfluß bleiben, nun auf den Anstellwinkel mit einwirken. Das Moment der Luftkräfte, das dem Moment des Schubs entgegenwirkt, nimmt mit dem Quadrat der Geschwindigkeit zu, letzteres mit wachsender Geschwindigkeit ab. Die Ab-

leitung der Gleichung (1) $\frac{d\eta}{\eta} + 2 \frac{dv}{v} = 0$ zeigt, daß bei einer Abnahme des Anstellwinkels die Geschwindigkeit sich zu vergrößern neigt. Es entsteht dann also bei tiefer Schublage ein Moment, welches den schon verringerten Anstellwinkel weiter zu verkleinern strebt. Die statische Stabilisierung hat also bei tiefer Lage der Propellerachse mehr, bei hoher weniger zu leisten als bei zentrischer.

Mit alledem ist die hier gestellte Aufgabe, für einen gegebenen Betriebszustand und eine erwünschte Dämpfung den erforderlichen Stabilitätsgrad (p bzw. ν) zu berechnen, für den einzelnen Fall gelöst. Bei gegebener Zellen- und Rumpfkonstruktion wird die Steuergröße durch die Anforderung an Steuerkraft nach Gleichung (5) bestimmt. Mit dieser Steuergröße läßt Gleichung (41) entsprechend dem einem bestimmten Anstellwinkel zugeordneten Ruderausschlag die statische Dämpfung ermitteln. Durch den Anstellwinkel und die Vortriebscharakteristik ist der Betriebszustand gegeben und Gleichung (44) liefert den zur Erreichung einer bestimmten Halbwertszeit erforderlichen statischen Stabilitätsgrad. Dann zeigt Gleichung (42) die notwendige metazentrische Höhe an, die gemäß Gleichung (43) durch geeignete Wahl der Schwerpunktslage und der Schränkung verwirklicht werden muß. Dabei wird rückwirkend natürlich die statische Dämpfung geändert. Welche Halbwertszeit schließlich erreicht wird, folgt mit Gleichung (21) und $w = \frac{m^1}{p}$ aus:

$$d(1+w)^2 = \mathfrak{A}_0 + 2\mathfrak{B}_0w + \mathfrak{C}_0 \cdot w^2 + 2/p(\mathfrak{E}[1+w] - 1) \quad (45)$$

worin \mathfrak{A}_0 \mathfrak{B}_0 \mathfrak{C}_0 nach Gleichung (38) für $d = 0$ zu berechnen isnd.

Alle diese Beziehungen gewinnen außerordentlich an Übersichtlichkeit, wenn man von der algebraischen zur graphischen Darstellung²⁾ übergeht. Es ist selbstverständlich, daß hier-

¹⁾ Für $\delta = \psi$ und s bzw. $\sigma = 0$ ist $w = \frac{\lambda a \cdot \varepsilon / v^2}{\arcc(\alpha - \rho)}$, also unabhängig von Steueranordnung und Ruderausschlag.

²⁾ Zuerst unter wenigen sehr vereinfachten Voraussetzungen (Flugzeug ohne Steigfähigkeit: $\tau = \sigma = \varepsilon$; ferner $\chi = 0$; $s = 0$) auf nicht ganz unähnlichem Wege durchgeführt von v. Kármán und Trefftz. Jahrbuch der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt 1914/15, Seite 116 ff.

durch der Gültigkeitsbereich der Ergebnisse eingeschränkt wird, da einem Diagramm bestimmte Voraussetzungen zugrunde liegen müssen. Es sind so für jeden Betriebszustand allein 5 Annahmen erforderlich [Gleichung (31) bis (35)], aber wenn diese nur mit der nötigen Vorsicht getroffen werden, so läßt sich dem diagrammatischen Ergebnis eine Bedeutung über den einzelnen Fall hinaus wohl zusprechen. Man wählt dann die konstruktiven Größen beim Flugzeugentwurf zunächst nach dem Diagramm und erhält dann die wirklichen Dämpfungen bei den voraussichtlichen Betriebszuständen aus Gleichung (45) endgültig.

Wir wählen vorläufig m als Ordinate, p als Abszisse und haben nur später durch eine geeignete Wahl des Maßstabes dafür zu sorgen, daß diese zunächst unanschaulichen Größen konstruktiv ohne weiteres gedeutet werden können. Wir zeichnen dann Kurvenblätter für bestimmte Betriebszustände mit der Exzentrizität des Schubes einerseits und der Dämpfung bzw. Halbwertszeit andererseits als Parameter. Die Beziehung zwischen p und m erscheint gemäß Gleichung (29) als Kegelschnitt, der entsprechend dem Verschwinden des absoluten Glieds \mathfrak{F} durch den Ursprung geht¹⁾. Zur Diskussion der Kurven genügen bekannte Beziehungen: Die Tangente

$$-\frac{dm}{dp} = \frac{\mathfrak{A}p + \mathfrak{B}m + \mathfrak{D}}{\mathfrak{B}p + \mathfrak{C}m + \mathfrak{E}}$$

beträgt im Ursprung

$$\left(\frac{dm}{dp}\right)_0 = \frac{1 - \mathfrak{E}}{\mathfrak{E}} \quad (46)$$

Der Mittelpunkt der Kurve liegt in

$$p_0 : m_0 : 1 = (\mathfrak{B}\mathfrak{E} - \mathfrak{C}\mathfrak{D}) : (\mathfrak{B}\mathfrak{D} - \mathfrak{A}\mathfrak{E}) : (\mathfrak{A}\mathfrak{E} - \mathfrak{B}^2) \\ = [\mathfrak{E} - \mathfrak{E}(\mathfrak{E} - \mathfrak{B})] : [-\mathfrak{B} - \mathfrak{E}(\mathfrak{A} - \mathfrak{B})] : [\mathfrak{A}\mathfrak{E} - \mathfrak{B}^2] \quad (47)$$

Die Achsen liegen gegenüber den Ordinatenachsen unter Winkel φ :

$$\operatorname{tg} 2\varphi = \frac{2\mathfrak{B}}{\mathfrak{A} - \mathfrak{C}} \quad (48)$$

und betragen:

$$a = \sqrt{\frac{\mathfrak{D}}{\lambda_1}} \quad (49)$$

$$b = \sqrt{\frac{\mathfrak{D}}{\lambda_2}} \quad (50)$$

worin

$$\mathfrak{D} = -(\mathfrak{D} \cdot p_0 + \mathfrak{E} \cdot m_0 + \mathfrak{F}) = p_0 - \mathfrak{E}(p_0 + m_0) \quad (51)$$

$$\lambda_{12} = \frac{\mathfrak{A} + \mathfrak{C}}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\mathfrak{A} + \mathfrak{C}}{2}\right)^2 - (\mathfrak{A}\mathfrak{E} - \mathfrak{B}^2)} \\ = \frac{\mathfrak{A} - \mathfrak{C}}{2} \cdot \left[\frac{\mathfrak{A} + \mathfrak{C}}{\mathfrak{A} - \mathfrak{C}} \pm \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 2\varphi} \right] \quad (52)$$

Die Kurve geht mit wachsender Dämpfung (abnehmender Halbwertszeit) von der Ellipse über eine Parabel zur Hyperbel über, wenn $\mathfrak{A}\mathfrak{E} - \mathfrak{B}^2$ von positiven über Null zu negativen Werten übergeht. Die Hyperbel wiederum zerfällt in zwei Gerade, wenn die Determinante

$$\begin{vmatrix} \mathfrak{A} & \mathfrak{B} & \mathfrak{D} \\ \mathfrak{B} & \mathfrak{C} & \mathfrak{E} \\ \mathfrak{D} & \mathfrak{E} & \mathfrak{F} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} (\mathfrak{A} - \mathfrak{B}) & \mathfrak{B} & \mathfrak{E} - 1 \\ (\mathfrak{B} - \mathfrak{C}) & \mathfrak{C} & \mathfrak{E} \\ -1 & \mathfrak{E} & 0 \end{vmatrix} = \\ = -\mathfrak{E} + 2\mathfrak{E}(\mathfrak{E} - \mathfrak{B}) - \mathfrak{E}^2(\mathfrak{A} + \mathfrak{C} - 2\mathfrak{B}) \quad (53)$$

verschwindet. Wir fassen zunächst den einfacheren Fall ins Auge, wenn \mathfrak{E} zu 0 wird. Dieser Fall kann aus 3 Gründen eintreten und ist deswegen keineswegs als Ausnahme zu betrachten. Zunächst verschwindet gemäß Gleichung (40) \mathfrak{z} und damit \mathfrak{E} immer, wenn der Antrieb σ fortfällt, also für den Gleitflug; ferner für beliebigen Betriebszustand, wenn die Propellerachse durch den Schwerpunkt ($s = 0$) geht; im beson-

¹⁾ Das Verschwinden von \mathfrak{F} ist durch die Zusammenfassung von $n + \frac{y \cdot z}{2}$ gemäß Gleichung (24) erreicht.

deren aber für einen Betriebszustand, für den nach Gleichung (39)

$$\chi = 1 - \frac{3\varepsilon - 2\tau}{\sigma} \quad (54)$$

gilt, wie es für Steigen ($\tau \cong \varepsilon$) mit Vollgas ($\sigma \cong 2\varepsilon$) gewöhnlich sehr nahe ($\chi \cong \frac{1}{2}$) zutrifft.

Die Vereinfachung $\mathfrak{E} = 0$ betrifft die Gleichungen (46), (47), (51) und (53). Sie bringt in erster Linie mit sich, daß die Ursprungstangente unendlich wird; also die Kurven unveränderlicher Halbwertszeit, gleichgültig welchen Charakters (Ellipse, Parabel, Hyperbel) die Ordinatenachse im Ursprung berühren. Es kommt hiermit schon zum Ausdruck, daß negative Werte des statischen Stabilisierungsmoments mit keinem Grad reeller Dämpfung verträglich, also auch dynamisch unzulässig sind. Für die Stabilisierungsgrenze¹⁾ (verschwindende Dämpfung $d = 0$ bzw. unendliche Halbwertszeit $H = \infty$) sind $\mathfrak{A}_0\mathfrak{B}_0\mathfrak{C}_0$ und $\mathfrak{A}_0\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0^2$ immer positiv. Es handelt sich also um Ellipsen mit Mittelpunkt rechts von der Ordinatenachse und unterhalb der Abszissenachse (vierten Quadranten). Da meist

$$\mathfrak{B}_0 < \frac{\mathfrak{A}_0\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0^2}{\mathfrak{A}_0 + \mathfrak{C}_0 - 2\mathfrak{B}_0}$$

überschreitet der Mittelpunkt bei entsprechender Drehung der Achsen gewöhnlich eher die Abszissenachse, bevor er durch das Verschwinden von $\mathfrak{A}\mathfrak{E} - \mathfrak{B}^2 = \mathfrak{A}_0\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0^2 - d(\mathfrak{A}_0 + \mathfrak{C}_0 - 2\mathfrak{B}_0)$ auf der Parabelachse ins Unendliche gedrängt wird. Er kehrt aus dem Unendlichen wieder und erscheint im dritten Quadranten als Mittelpunkt der Hyperbel, deren einer Ast nach wie vor die Ordinatenachse im Ursprung berührt, deren anderer Ast wesentlich unterhalb der Abszissenachse, jedenfalls aber links der Ordinatenachse verläuft. Da negative Werte m nicht vorstellbar und negative Werte p unzulässig sind, ist er ohne Bedeutung. Schließlich zerfällt die Hyperbel bei $d = \mathfrak{C}_0$ in zwei Gerade, sobald der Mittelpunkt die Ordinatenachse überschreitet (Gleichung (47); $\mathfrak{E} = 0$). Eine dieser Geraden ist die Ordinatenachse selbst, die andere schneidet die Ordinatenachse [gemäß Gleichung (47)], da \mathfrak{B}_0 immer $< \mathfrak{C}_0$ bei negativen Werten, die Abszissenachse, bei positiven bzw. negativen Werten, je nachdem $\mathfrak{A}_0 > \mathfrak{C}_0$ oder $< \mathfrak{C}_0$ ist. Denn ganz allgemein schneidet nach Gleichung (29) der Kegelschnitt die Abszissenachse bei

$$p_* = -\frac{2\mathfrak{D}}{\mathfrak{A}} = 2 \cdot \frac{1 - \mathfrak{E}}{\mathfrak{A}_0 - d} \quad (55)$$

also für $\mathfrak{E} = 0$ bei $p = \frac{2}{\mathfrak{A}}$ und der Schnittpunkt rückt mit

wachsender Dämpfung eher ins Unendliche: $\mathfrak{A} = 0$, als der Kegelschnitt entartet: $\mathfrak{E} = 0$, wenn $\mathfrak{A}_0 < \mathfrak{C}_0$, was meist aber nicht immer der Fall ist. Für $\mathfrak{A} < \mathfrak{C}$ schneidet also die zweite Entartungsgerade die Abszissenachse bei negativen Werten und bleibt für die Betrachtung, da sie den ersten Quadranten nicht durchläuft, ohne Bedeutung. Aber auch alle weiteren Hyperbeln, die sich nach der Entartung für größere Werte der Dämpfung zeichnen lassen, liegen im Komplementwinkel der Degenerierungsgeraden, also völlig außerhalb des ersten Quadranten und beweisen somit, daß Dämpfungswerte $d > \mathfrak{C}_0$ nicht realisierbar sind. Denn der eine Ast verläuft ganz unterhalb der Abszissenachse im vierten Quadranten und der andere Ast berührt die Ordinatenachse im Ursprung von links. Ist ausnahmsweise $\mathfrak{A}_0 > \mathfrak{C}_0$, so bedeutet dies, daß die Entartungsgerade die Abszissenachse bei positiven Werten schneidet. Dann verlaufen also auch weitere Hyperbeln noch im ersten Quadranten, bis $d = \mathfrak{A}_0$ geworden ist und das Verschwinden des Schnittpunkts der Hyperbel mit der Abszissenachse im Unendlichen anzeigt, daß eine Steigerung der Dämpfung über \mathfrak{A}_0 hinaus auch unmöglich ist. In jedem Falle stellt also, gleichgültig ob nun $\mathfrak{A}_0 > \mathfrak{C}_0$ oder $\mathfrak{C}_0 > \mathfrak{A}_0$, der größere Wert den Grenzwert der dynamischen Dämpfung dar; ganz unabhängig davon, welche Werte der statischen Dämpfung und der statischen Stabilisierung sich konstruktiv verwirklichen lassen.

¹⁾ Weiterhin wird den hierfür gültigen Werten $\mathfrak{A}_0\mathfrak{B}_0\mathfrak{C}_0$ Index $= 0$ beigeschrieben. Damit sind: $\mathfrak{A} = \mathfrak{A}_0 - d$; $\mathfrak{B} = \mathfrak{B}_0 - d$; $\mathfrak{C} = \mathfrak{C}_0 - d$.

Praktisch erreichbar ist dieser Grenzwert \mathfrak{C}_0 freilich nicht; denn die Forderung, die statische Stabilität im endlichen Bereich unbedingt sicherzustellen, verbietet sich der Indifferenz allzusehr zu nähern. Indem man das praktisch zulässig kleinste Stabilisierungsmoment verwirklicht, wird man immerhin der kürzesten Halbwertszeit

$$H_{\min} = \frac{3,94}{\mathfrak{C}_0} \cdot V/100 = \frac{3,94 \cdot \sqrt{\eta_n/\eta}}{2\varepsilon - 2\tau + \chi \cdot \sigma + 2 \arccos \alpha} \cdot V_n/100sk \dots (56)$$

recht nahe kommen und das um so eher, je größer die statische Dämpfung ist.

Verfolgen wir in der gleichen Weise die Wandlung des Kegelschnittes mit wachsender Dämpfung für endliche Werte \mathfrak{C} , so zeigt sich zunächst, daß auch hier wieder die Kurven unveränderlicher Halbwertszeit sich im Ursprung alle an dieselbe Tangente anschmiegen, deren Größe nach Gleichung (46) lediglich durch \mathfrak{C} bestimmt und nur für Werte $0 < \mathfrak{C} < 1$ positiv, sonst negativ ist. Fassen wir zunächst den letzten als häufigeren Fall ins Auge, so zeigt die Gleichung des Schnittpunktes mit der Ordinatenachse

$$m_* = -\frac{2\mathfrak{C}}{\mathfrak{C}} = -\frac{2\mathfrak{C}}{\mathfrak{C}_0 - d} \dots (57)$$

und des Schnittpunktes mit der Abszissenachse [Gleichung (55)], daß für $\mathfrak{C} > 1$ beide Schnittpunkte bei negativen, für $\mathfrak{C} < 0$ beide Schnittpunkte bei positiven Werten, also Ellipsen und Parabel unterhalb bzw. oberhalb der Ursprungstangente liegen, je nachdem der Schub unterhalb bzw. oberhalb des Schwerpunktes angreift.

Bei hoher Lage der Schraubenachse $\mathfrak{C} < 0$ schmiegen sich also Ellipsen, Parabel und zunächst auch Hyperbeln an die Ursprungstangente oberhalb derselben an. Die Hyperbeln verlieren erst an Bedeutung, wenn sie den ersten Quadranten nicht mehr erreichen, was eintritt, sobald $d > \mathfrak{A}$ bzw. \mathfrak{C} wird. Erst viel später degenerieren sie, und das neue Hyperbelbüschel liegt unterhalb der Ursprungstangente bzw. unterhalb der Abszissenachse. Auch hier haben also wieder Werte der Dämpfung, die größer als \mathfrak{A}_0 bzw. \mathfrak{C}_0 sind, keinen Sinn;

d. h. Halbwertszeiten $H < \frac{3,94}{\mathfrak{A}_0} \cdot V/100sk$ bzw. $< \frac{3,94}{\mathfrak{C}_0} \cdot V/100sk$ sind unerreichbar.

Beträchtlich bessere Dämpfung ermöglicht allein bei schwacher statischer Stabilisierung tiefe Schublage: $\mathfrak{C} > 1$. Dämpfungen

$$d < \frac{\mathfrak{A}_0 \mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0^2}{\mathfrak{A}_0 + \mathfrak{C}_0 - 2\mathfrak{B}_0},$$

die Ellipsen entsprechen, lassen sich hier überhaupt nicht realisieren. Erst der nicht an den Ursprung gebundene Ast der Hyperbeln, der sich aus dem Unendlichen wesentlich im ersten Quadranten dem Ursprung nähert, verbindet positive Werte m und p . Schon vor der Degeneration [Gleichung (53)] werden so beträchtliche Dämpfungen erreicht. Ausgezeichneten Halbwertszeiten, zu denen man auf keine andere Weise gelangen kann, entsprechen indessen erst die Hyperbeln nach der Degeneration, die im Komplementwinkel der Degenerationsgeraden liegen. Der obere Ast dieser Hyperbeln, der die Ursprungstangente von oben berührt, verbindet bei abnehmenden Halbwertszeiten immer kleinere Werte m und p , so daß in diesem Falle nicht einmal Ansprüche an die statische Dämpfung gestellt werden.

Die sinngemäße Erweiterung der Diskussion auf Werte $0 < \mathfrak{C} < 1$ ist nach dem Vorstehenden einfach, zumal es sich im wesentlichen um eine Drehung der Ursprungstangente zusammen mit den ihr anliegenden Kegelschnitten handelt und kann entsprechend dem engen Gültigkeitsbereich vorläufig unterlassen werden.

Die Kurvenscharen gehören wesentlichen zwei Typen an:

Motorflug: $\mathfrak{A} \cong \mathfrak{B}$

und

Gleitflug: $\mathfrak{A} \cong \mathfrak{C}$.

Diese Gleichungen gelten im allgemeinen nicht nur angenähert für das Bereich normaler Anstellwinkel, sondern

treffen für bestimmte Betriebszustände (meist Grenzwerte) genau zu. Für beide Typen ist \mathfrak{B} durchweg kleiner als \mathfrak{C} . Die Bestimmungsgleichungen des Kegelschnitts (46)/(52) vereinfachen sich dann wie folgt:

	Motorflug	Gleitflug
p_0	$\frac{\mathfrak{C} - \mathfrak{C}(\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0)}{\mathfrak{B}(\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0)}$	$\frac{\mathfrak{C}}{(\mathfrak{C} + \mathfrak{B})(\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0)}$
m_0	$-\frac{1}{\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0}$	$-\frac{\mathfrak{B}}{(\mathfrak{C} + \mathfrak{B})(\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0)}$
$\text{tg } 2\varphi$	$-\frac{2\mathfrak{B}}{\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0}$	$\infty \cdot \mathfrak{B}$
λ_{12}	$\frac{\mathfrak{B} + \mathfrak{C}}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0}{2}\right)^2 + \mathfrak{B}^2}$	$\mathfrak{C} \pm \mathfrak{B}$
dp	\mathfrak{B}_0	$\frac{\mathfrak{C}_0 + \mathfrak{B}_0}{2}$
dg	$\mathfrak{C}_0 + \mathfrak{C}(\mathfrak{C} - 2)(\mathfrak{C}_0 - \mathfrak{B}_0)$	\mathfrak{C}_0

dp bezeichnet den Parameter der Parabel, dg der Degenerationsgeraden. Es zeigt sich, daß für »Motorflug« die Mittelpunkte der Kegelschnitte auf gleicher Höhe liegen. Infolgedessen ist der Ursprung auch Scheitel der Parabel, da ihre Achse mit der Abszissenachse zusammenfallen muß. — Die Achsen der Kegelschnitte für »Gleitflug« liegen unter 45° ; nur für $d = \mathfrak{B}$ liegt der Mittelpunkt auf der Abszissenachse. Dann handelt es sich um einen Kreis, dessen Achsenrichtung an sich ja unbestimmt ($\text{tg } 2\varphi = \infty \cdot 0$) ist.

(Schluß folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 42c, 6. E. 22045. Vorrichtung zur Bestimmung von Neigungen. Hans v. Euler-Chelpin, Stockholm; Vertr.: Dr. Julius Ephraim, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A. 23. 12. 16. E. 5. 9. 17.
- 42c, 6. St. 20778. Neigungsmesser, insbesondere für Flugzeuge. Friedrich Stendebach, Suhl i. Thür. 10. 2. 16.
- 46a, 9. M. 60302. Verbrennungskraftmaschine mit zwei schräg zueinander liegenden Zylindergruppen. Mannesmann-Mulag (Motoren- und Lastwagen Akt.-Ges.), Aachen. A. 30. 9. 16. E. 12. 9. 17.
- 46b, 6. D. 31223. Vorrichtung zum Bremsen von Explosionskraftmaschinen. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. A. 27. 7. 14. E. 5. 9. 17.
- 77h, 6. F. 41144. Verfahren zur Herstellung von Holzlamellen für Propeller. Kurt Fliegel, Rehbrücke b. Potsdam. Zus. z. Anm. F. 39511. A. 14. 8. 16. E. 5. 9. 17.
- 77h, 6. L. 43993. Propeller für Luftfahrzeuge. Carl Leich, Berlin-Johannisthal. A. 24. 3. 16. E. 5. 9. 17.
- 77h, 10. M. 58412. Drachenflieger. Richard Mentz, Stettin, Bismarckstr. 25. Zus. z. Pat. 285986. 19. 8. 15.
- 77h, 6. F. 39511. Propeller. Kurt Fliegel, Rehbrücke b. Potsdam. A. 9. 11. 14. E. 5. 9. 17.
- 77h, 6. R. 43278. Versuchseinrichtung für Trioschrauben von Luftfahrzeugen. Rumppler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 29. 5. 16. E. 2. 9. 14.
- 77h, 15. F. 39453. Leuchtbohle für Luftfahrzwecke. Richard Frick u. Fa. Wilhelm Weiffenbach, Stuttgart. A. 26. 10. 14. E. 28. 8. 17.
- 77h, 15. Leuchtgeschöß mit eigenem Antrieb. Karl Frank, München, Ruffinistr. 14. A. 17. 2. 15. E. 28. 8. 17.

Patenterteilungen.

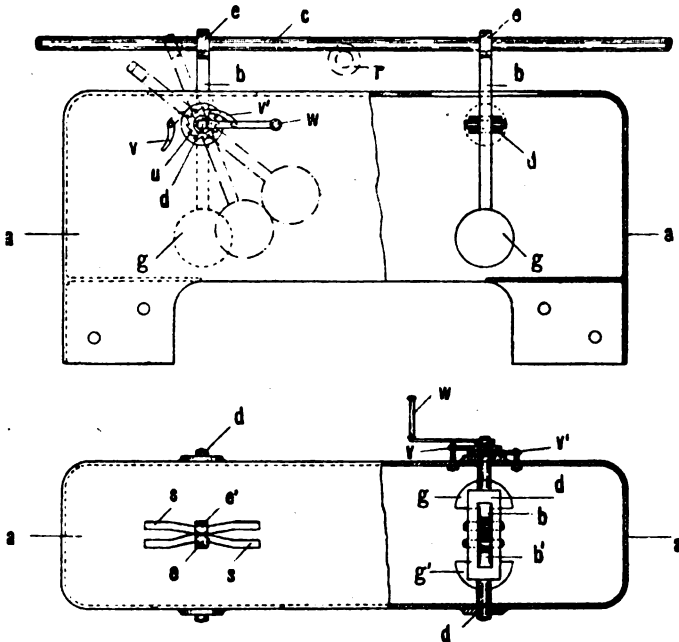
- 37f, 8. 300282. Einseitige Schutzwand für Luftschiffhallen; Zus. z. Pat. 262482. Ballonhallenbau (Arthur Müller) G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 4. 6. 13. B. 72145. E. 9. 9. 17.
- 37f, 8. 300332. Einseitige Schutzwand für Luftschiffhallen; Zus. z. Pat. 257064. Ballonhallenbau (Arthur Müller) G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 4. 6. 13. B. 72146.
- 42c, 6. 300371. Neigungsmesser, der auch im Zustand der Beschleunigung Neigungen relativ zur Erde richtig mißt. Hartmann & Braun Akt.-Ges., Frankfurt a. M. 4. 3. 13. Sch. 43255.

46 b, 2. 300335. Aus Ventilspindel und Ringschieber bestehendes Ein- und Auslaßventil. Eugen Hauser, Friedrichshafen a. B., Wolfgangstr. 8. 5. II. 15. H. 69196.

Auszüge aus den Patentschriften.

296737. Einrichtung zum Einfahren von Luftschiffen in ihre Hallen und zum Ausfahren aus den Hallen. Wilhelm Pingel in Kiel-Dietrichsdorf. — Die Einrichtung besteht aus einer Anzahl Gußgehäuse *a*, in welchen je zwei Halter für die Schienen oder Gleise *c* angeordnet sind. Diese Gehäuse *a* werden zweckmäßig in einem Abstand von etwa 10 bis 20 m zweiseitig vor der Halle und in der Breite der Halle auf in den Erdboden eingelassene Betonblöcke oder eingerammte Pfähle aufgesetzt und mittels Schraubenbolzen o. dgl. verankert. In diesen Gehäusen *a* sind auf den Wellen *d* je zwei zweiteilige, zweiseitigklige Halter für die Schienen *c* derart drehbar gelagert, daß jede Hälfte für sich sowohl in der Längs- wie auch in der Querrichtung ausschlagen kann.

Die Schenkelhälften *b* der Halter stehen sich zangenartig gegenüber. Die äußeren, mit Ringklauen *e* versehenen Schenkelenden besitzen an den inneren, etwas längeren Schenkelenden Gewichte *g* und *g*¹. Die Auslösung (Öffnung) der Halter erfolgt durch Anstoß der sich auf den Schienen *c* bewegenden Laufkatzen, wodurch sich die Halter, in den Schlitz *s* des Gehäuses *a* vorwärts gleitend, umlegen und gleichzeitig infolge der keilförmigen Schlitzanordnung und der Wirkung der Gewichte, die zusammenschlagen suchen, öffnen. Nach Passieren der Laufkatze richten sich die Schenkelhälften *b* des Halters durch die Gewichte *g* sofort wieder selbsttätig auf und umschließen die Schienen *c* mit ihren Klauen *e* von neuem.



Zu Nr. 276737.

Der Vorgang beim Verholen eines Luftschiffes mittels dieser Einrichtung ist folgender:

Nachdem eine genügende Anzahl Wagen oder Laufkatzen auf den Schienen *c* ausgerollt sind, wird das ankommende, sich dem Erdboden nähernde Luftschiff an den herabhängenden Halteseilen ergriffen und mit diesen an die Enden der Halteseile *m* der Laufkatzen oder Wagen befestigt. Hierauf werden die Halteseile *m* auf Seiltrommeln an den Laufkatzen mehr oder weniger je nach den Windverhältnissen aufgerollt, bis das Luftschiff ohne Gefahr der seitlichen Abweichungen festliegt. Nun werden Seiltrommeln in der Halle in Tätigkeit gesetzt und durch Zugseile die mit den Seilen entsprechend verbundenen Laufkatzen oder Wagen mit dem Luftschiff in die Halle eingefahren. Hierbei öffnen und schließen sich die Halter der Schienen *c* beim Anstoß der rollenden Laufkatzen oder Wagen selbsttätig, und zwar büßt die Schiene bei diesem Vorgang an Unterstützung und Festigkeit in ihrer Lagerung nichts ein, da in jedem der Gußgehäuse *a* immer zwei Halter angeordnet sind wovon der eine immer die Schiene umklammert, während der andere sich auslösend umlegt und sich dann wieder aufrichtet.

Es können Fälle eintreten, daß die Halter für die Schienen mechanisch sowohl geöffnet als auch geschlossen werden müssen. Dies läßt sich erreichen durch Kurbeln *w*, Sperräder *u* mit Kliniken *v* und *v*¹. Für eingleisige Ausführungen der Anlage (etwa im

Innern der Halle unter der Dachkonstruktion angebracht, bei Seilbahnen oder sonstigen Beförderungsmitteln) empfiehlt sich die Anwendung von nach unten hängenden Haltern.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Broschüren etc.:

Chemisch-technische Vorschriften. Ein Nachschlage- und Literaturwerk insbesondere für chemische Fabriken und verwandte technische Betriebe, enthaltend Vorschriften mit umfassenden Literaturnachweisen aus allen Gebieten der chemischen Technologie von Dr. Otto Lange. 1064 S. Lexikonformat. In Leinen dauerhaft gebunden M. 30. Verlag von Otto Spamer in Leipzig.

Den Inhalt des Buches bilden über 10000 chemische und technische Vorschriften in übersichtlicher Gruppierung und zuverlässigem Sachregister. Gerade jetzt, wo auf allen Gebieten Ersatzstoffe und neue Herstellungsverfahren gesucht werden, kann das Buch unschätzbare Dienste leisten. Seine Vorzüge gegenüber gelegentlichen früheren Erscheinungen ähnlicher Richtung bestehen vor allem in der außerordentlichen Vollständigkeit und Reichhaltigkeit, der gründlichen wissenschaftlichen Durcharbeitung und Gruppierung und den überall beigefügten genauen Literaturnachweisen, die in jedem Einzelfalle ein Zurückgehen bis auf die Quelle ermöglichen.

Innerhalb des großen Gebietes der chemischen Technologie gibt es zahlreiche ausgedehnte Industrien, wie beispielsweise jene der Metall- und Holzbearbeitung und -veredlung, der Papier-, Kunstseide-, Zelluloid-, Mineralfarben-, Lack-, Fett-, Seifen-, Kautschuk-, Lederfabrikation usw., die nicht nur in großen, sondern auch in mittleren oder kleinen, zum Teil sogar in handwerksmäßigen Betrieben hervorragende Produkte liefern. In ihnen muß vielfach der Betriebsleiter, der häufig Chemiker und Ingenieur in einer Person ist, die ganze Art der Fabrikation überblicken und ist oft gezwungen, viele Bücher durchzusuchen, um eine gewünschte Vorschrift zu finden. In vorliegendem Werke wurde nun zum ersten Male der Versuch gemacht, in leicht übersehbarer Gruppierung Vorschriften der chemischen Technologie zusammenzustellen, die die Betriebsarbeit dieser Industrien umfassen, wobei der Grundsatz maßgebend war, in erster Linie auf die Originalliteratur hinzuweisen. Wer nach Vorschriften gearbeitet hat, weiß, daß häufig nur die genaue Befolgung einer scheinbar nebensächlichen Angabe zu einem guten Resultate führt, andererseits genügen dem in dem Fache völlig Bewanderten die Auszüge der Vorschriften in jedem Falle, da trotz der Kürze der Extrakte auf größte Genauigkeit besonderer Wert gelegt wurde.

Die Anlage des Registers (44 Seiten stark) am Schlusse des Buches ermöglicht es, sich Aufschluß über die Verwendbarkeit eines beliebigen Rohstoffes oder Abfallproduktes zu verschaffen.

Das umfangreiche Werk ist eine umfassende Sammlung aller bekannten Methoden zur Herstellung und Veränderung einheitlicher und zusammengesetzter Rohstoffe und Produkte, zusammengestellt aus den gesamten in- und ausländischen Patentschriften und mehr als 110 führenden Fachzeitschriften. Die systematische Anordnung ermöglicht es, jedes gewünschte Mittel für einen bestimmten Zweck zu finden, auch wenn man seinen Namen nicht kennt.

Inhaltsübersicht.

A. Metalle. Metallisierungsverfahren, Galvanoplastik; Galvanische Elemente, Metallätzung, Lacke und Anstriche für Metalle; Lötens und Lötmittel, Metallkitt; Schleif-, Polier-, Putz-, Reinigungsmittel; Rostschutz; Eisen metallisieren; Eisen härten; Eisenemailierung; Kupfer und seine Legierungen; Kupfer und seine Legierungen färben und metallisieren; Edelmetalle; Blattmetall, Metallbronzen, Metallpulver; Nickel; Blei; Zinn; Zink; Chrom, Tantal, Titan; Aluminium; Speziallegierungen.

B. Mineralfarben, Glas, Tonwaren, Gips, Kalk, Zement, Mörtel, Stein. Weiße und bunte Mineralfarben; Rußfarben und Schwärzen; Durchsichtige Gläser; Undurchsichtige und gefärbte Gläser; Glasspiegel und Glasmetallisierung; Glasätzung; Glasverzierung und -reinigung; Glas- und Porzellankitt; Ton- und Porzellanmassen; Keramische Glasuren und Farben; Metallisieren und Verzieren keramischer Waren; Gips; Kalk, Zement und Mörtel; Marmor und Kunstmarmor; Kalksandstein; Herstellung und Behandlung von Kunststeinen; Mineralische Naturprodukte und ihr Ersatz; Stein- und Schmelzkitt; Perlen und Perlmutter.

C. Zellulose, Papier, Holz, Faserstoffe, Leder, Knochen, Horn. Zellulose; Papier; Papierleimung; Papierfärberei; Metall- und Glanzpapiere; Papierspezialitäten; Papierimprägnierung; Pappe und ihre Imprägnierung; Klebmittel für Papier; Beizen und Färben des Holzes; Polieren des Holzes; Holzlacke und -anstriche; Holzkonservierung; Holzersatz; Kork und Korkersatz; Baumwolle und pflanzliche Faserstoffe; Wolle; Seide; Appretur und Appreturmittel; Gewebeamprägnierung; Leder; Gerbverfahren; Färben des Leders; Klebmittel und Kitt für Leder; Lederfette; Lederputz-

und Appreturmittel; Kunstleder; Knochen und Elfenbein; Horn; Haare, Borsten, Federn, Schwämme.

D. Zelluloid, Kunstseide, Pergamentpapier, Kunstmassen, Linoleum, Klebstoffe, Explosivstoffe, Zündmassen, Leucht- und Brennmaterial. Zelluloid; Zelluloidersatz; Kunstseide; Kupferoxydammoniakseide; Kolloidiumseide; Viscoseseide; Acetatseide; Pergamentpapier und Vulkanfiber; Kunstmassen; Linoleum und Wachtuch; Klebmittel und Kette; Explosivstoffe aus Nitraten; Chloratsprengstoffe; Nitrosprengstoffe; Nitroglycerin und Schießbaumwolle; Zündung der Sprengschüsse; Streichholzmassen; Feuerwerk; festes Petroleum; Künstliches Brennmaterial.

E. Harze, Kautschuk, Leinöl, Lacke, Anstriche. Balsame und Terpentinöl; Harz; Harzersatzprodukte; technische Harzprodukte; Kautschuk; Kautschukvulkanisierung; Kautschukwaren und ihre Behandlung; Regenerierung des Kautschuks; Kautschukersatzstoffe; Leinöl und Leinölfirnis; Verschiedene Firnisse und Lacke; Kopallacke; Schellacklacke; Bronzelacke; Anstriche; Ölfarben; Malunterlagen; Wasserglasanstriche; Entfernung alter Lackanstriche.

F. Tinte, Farbstifte, Photographie, Reproduktion. Tinten; Farbbänder und Stempelkissenfarben; Farb-, Pastell- und Kopierstifte; Phot. Entwickler; Verstärken und Abschwächen; Tonen photographischer Bilder; Besondere phot. Verfahren und Effekte; Mechanische Reproduktion; Abformen plastischer Gegenstände.

G. Öl, Fett, Wachs, Pech, Asphalt. — Seife, Wäscherei, Reinigung. — Kosmetik, Heil- und Riechstoffe. — Desinfektion, Vertilgung. Gewinnung der Fettsäuren; Bleichen der Fette und Öle; Fetthärtung; Wollfett; Mineralische Öle und Fette; Kerzen und Kerzenmaterial; Fettstoffe für die Textilindustrie; Schmiermittel; Wachsarten; Teer, Pech und Asphalt; Kerseifen; Schmierseifen; Textelseifen; Medizinische Seifen; Wäscherei und Reinigung; Fleckenentfernung; Hautpflege; Haarpflege; Mund- und Zahnpflege; Riechstoffe und ätherische Öle; Desinfektion; Staubbekämpfung; Vertilgung von Schädlingen.

H. Nahrungs-, Genuß-, Futter-, Düngemittel. — Anhang. Konservierung; Mehl-, Brot- und Backwaren; Stärke; Hefe; Milch; Butter und Speisefette; Eier; Fleisch und Fische; Blut; Nährpräparate und Nährsalze; Kartoffel, Gemüse und Früchte; Gewürze; Honig und Zuckerwaren; Getränke; Kaffee; Tee; Kakao; Tabak; Futtermittel; Düngemittel; Anhang.

Dieses Inhaltsverzeichnis gibt nur die Hauptstichworte. Das Inhaltsverzeichnis im »Lange« ist sehr umfangreich. Dabei übersichtlich geordnet, so daß man schnell das Gesuchte findet. Das Werk von Lange ist für jeden Betriebsleiter und Forscher von größtem Nutzen und jeder Besitzer des »Lange« wird dem Verfasser dankbar sein. A. V.

Gesetz über den Vaterländischen Hilfsdienst vom 5. Dezember 1916 nebst allen Ausführungsbestimmungen, Erlassen der Ministerien und anderer Behörden. Unter Benutzung der Amtlichen

Mitteilungen des Kriegsamts für den praktischen Gebrauch ausführlich erläutert von Rechtsanwalt Max Herrmann, stellvertretendem Vorsitzenden des Versicherungsamts der Stadt Berlin. Mit zahlreichen Mustern von Verträgen, ausführlichem Sachregister u. dgl. 248 S. Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Rechtswissenschaft, Berlin C. 2. Preis: gebunden M. 4.

Leitfaden für Flugschüler. Von Ing. C. Kreuter. 2. Auflage. Verlag von M. Krayn, Verlagsbuchhandlung für Technologie, Berlin W. Preis: gebunden M. 1,50.

Von Maschinen und Menschen. Novellen von Theodor Heinrich Mayer. Inhalt: Konstrukteur Pacher — Expreßzug Wien-Nizza — Ordonnanzfahrt — »Ein Opfer seines Berufes« — Die Geschichte des Androiden Francesco — Der Hausierer — Die Erde brennt — Das Jubiläum. Verlag von L. Staackmann in Leipzig. Gr.-Okt. Preis: geheftet M. 4, gebunden M. 5.

Gesetz, betr. die Abwälzung des Warenumsatzstempels vom 30. Mai 1917. Für den praktischen Gebrauch erläutert von Dr. jur. Fritz Koppe, Rechtsanwalt und Syndikus, Berlin, und Dr. rer. pol. Paul Varnhagen, Berlin. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C. 2.

Das Warenumsatzstempelgesetz hatte über die wichtige Frage einer Abwälzung der Steuer, abgesehen von einer minder wichtigen Übergangsvorschrift, keinerlei Bestimmung getroffen. Das hat in der Praxis zu mancherlei Bedenken und Unsicherheiten geführt. Dem soll das neue Gesetz vom 30. 5. 17 abhelfen. Das vorliegende Werkchen beschränkt sich nicht darauf, eine Erläuterung des neuen Gesetzestextes zu bieten, sondern bringt im Zusammenhange unter Heranziehung der bisher ergangenen Bescheide der Verwaltungsbehörden einen auch dem Laien ohne weiteres verständlichen vollständigen Überblick über diese schwierige Materie.

Werkstattwinkeln für den praktischen Maschinenbau und verwandte Gebiete. Zusammengestellt für Industrielle, Techniker, Werkmeister, Schlosser, Monteure, Maschinisten u. dgl. Von Zivilingenieur Ludwig Hammel, Frankfurt a. M.-West. Zweite, erweiterte Auflage. Preis: in Leinwand gebunden M. 4.

Dem Zwecke des Buches entsprechend, ist der in 12 Kapitel geteilte Stoff nach der Art der Metallbearbeitung sowie nach der Gattung der Maschinen geordnet und der Text durch geeignete Skizzen und Abbildungen erläutert. Der durch den Krieg wesentlich fortgeschrittenen Metallbearbeitungstechnik ist ebenfalls weitgehend Rechnung getragen worden.

Das Buch ist übersichtlich und leichtfaßlich geschrieben und als Leitfaden namentlich für emporstrebende junge Fachleute geeignet. Auch dem erfahrenen Fachmann kann das Buch gute Dienste leisten.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2

Fernsprecher:

Jochims thalerstraße 1, Luftfahrthaus.

Aml Steinplatz Nr. 7732.

1. Auszeichnungen und Beförderungen:

Verspätet erfahren wir die bereits am 15. Januar ds. Js. erfolgte Ernennung unseres Vorstandsmitgliedes, des zurzeit als Rittmeister d. R. in einem Husaren-Regiment im Felde stehenden Dr. Erythropel, Berlin, zum Geheimen Oberfinanzrat im Finanzministerium;

Fürst Franz Joseph zu Isenburg-Birstein, Chef der Deutschen Zivilverwaltung in Litauen, wurde in Anerkennung seiner Verdienste um die Deutsche Kultur in den von ihm verwalteten besetzten Gebieten von der Universität Freiburg zum Ehrendoktor der philosophischen Fakultät ernannt;

Marine-Oberbaurat Richard Müller, bisher Berlin, wurde, unter Versetzung nach Kiel, zum Geheimen Marine- und Baurat ernannt;

Marine-Oberbaurat Reitz, Kiel, wurde als Geheimer Marine-Oberbaurat und Abteilungschef ins Reichs-Marineamt, Berlin, berufen.

2. Personalnotizen aus unserem Mitgliederkreise:

Professor Dr. von dem Borne, Rittmeister d. R., hat die Firma Atmos G. m. b. H., Berlin, die die Herstellung von Meßinstrumenten für Luftfahrzeuge betreibt, übernommen.

Hauptmann Hildebrandt, bisher Kommandant des Flugplatzes Johannisthal, ist als Kompagniechef zu einer Flieger-Ersatz-Abteilung nach Braunschweig kommandiert;

Ingenieur Madelung, als Leutnant d. R. der Prüf-anstalt und Werft der Fliegertruppen, Adlershof, zugeteilt, wird zurzeit in Böblingen/Württemberg zum Flugzeugführer ausgebildet;

Privatdozent Dr. Albert Wigand ist als Leutnant d. R. bei einer Feldwetterwarte tätig.

3. Neuaufnahmen:

Gemäß § 5 unserer Satzungen wurden als Ordentliche Mitglieder in die Gesellschaft aufgenommen:

Nikolaus Lučić, K. u. K. Seekadett, Seeflugstation Triest (Istrien-Österreich);

Dipl.-Ing. Karl Bauer, Oberingenieur der Daimler Motoren-Gesellschaft, Sindelfingen b. Stuttgart, Bahnhofsgebäude.

4. Richtigstellung:

In unserer Mitteilung im Maiheft der Zeitschrift an dieser Stelle ist ein Druckfehler unterlaufen: die Nachricht über die dort veröffentlichte Auszeichnung des Dr. Karl Stuchtey wurde uns durch den Direktor des Physikalischen Instituts der Universität Marburg übermittelt.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
INGENIEUR, B. D. INSPEKT. D. FLIEGER-TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. A. PRÖLL
HANNOVER

Dr.-Ing. SCHAFFRAN:
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART

Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr. N. JOKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITNER
BERLIN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. SEPPELER
BERLIN

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
LINIENSCHIFF-LUTNANT A. D. FRIEDENAU-BERLIN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPLOM-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr.-Ing. O. STEINITZ
BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

25. August 1917.

Heft 15 und 16.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechanst. Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: •Vorreiter Berlin-Steglitz.

INHALT:

Das Höhensteuer der Flugzeuge. Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader. (Schluß.) S. 125.
Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seilbedingungen auf die Kräfte. Von Dipl. Ing. Karl Balaban. (Schluß aus Heft 23/24 Jahrg. 1916.) S. 127.

Der „Hispano-Suiza“-Flugmotor. Von Ingenieur S. Hoffmann. (Mit Konstruktionszeichnungen Tafel IV—X.) S. 131.
Patentschau. S. 131.
Bücher-Besprechungen. S. 131.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 132.

Das Höhensteuer der Flugzeuge.

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

(Schluß.)

Um aus der Darstellung der Kegelschnitte unmittelbaren Anhalt für die Steuerkonstruktion zu gewinnen, ist es erforderlich, die Abhängigen umzuformen, derart, daß der Einfluß des Betriebszustandes, soweit zugänglich, eliminiert wird. Wir führen die Ordinaten ein als Produkt zweier Faktoren, von denen der eine (k) nur durch die Hauptkonstruktion bestimmt, nahezu unabhängig von der Wahl der Steueranordnung, der andere, nahezu unabhängig von der Hauptkonstruktion, fast ausschließlich durch die Wahl der Steueranordnung zu bestimmen ist und die beide tunlichst wenig vom Betriebszustand berührt werden. Es gelingt, die Faktoren k in beiden Fällen, d. h. für Ordinate und Abszisse, so zu wählen, daß sie der Einheit gewöhnlich sehr nahe stehen:

$$k_{\mu} \cdot \mu = \left(\frac{a^2}{2r^2} \right) \cdot (\eta'_s \cdot \kappa \cdot \lambda^2) = m \cdot \frac{\pi}{180} \cdot \frac{\eta}{2} \quad (58)$$

$$k_{\nu} \cdot \nu = \left(\frac{V_n/100}{r} \right)^2 \cdot \frac{a}{2} \cdot \nu = \left(p - \frac{z}{2} \right) \cdot \frac{g}{2} \cdot \left(\frac{3,6}{100} \right)^2 \cdot \frac{\eta_n}{\eta} \quad (59)$$

so daß man fast unmittelbar die Werte

$$\mu = \eta'_s \cdot \kappa \cdot \lambda^2 \quad (60)$$

an der Ordinatenachse und

$$\nu = \psi - \delta + \eta'_s \cdot \kappa \cdot \lambda \left(\frac{1}{\eta'_r} - c_v \right) \quad (43)$$

an der Abszissenachse ablesen kann.

Freilich muß nach Gleichung (59) für exzentrische Schublage der Ursprung auf der Abszissenachse noch um den Betrag $\frac{z}{2}$ (im Maßstab von p) verschoben werden (bei tiefer Lage nach rechts, und umgekehrt), um auf andere Exzentrizitäten interpolieren zu können. Die Bedingung positiver statischer Stabilität $p > 0$ zeigte sich nach Gleichung (42) in der Form:

$$\nu > \left(-\frac{s}{a} \right) \cdot \sigma \cdot (1 + \chi/2)^4 \quad (61)$$

Der Ungleichung ist unter Beachtung ihrer Veränderung für andere Betriebszustände zwecks Erreichung bester Dämpfung für zentrische ($\delta = 0$) und tiefe Schublagen so knapp zu genügen, als es mit Rücksicht auf endliche (d. h. nicht unendlich kleine) Störungen eben möglich ist. Der Erreichung

¹⁾ Gegenüber den überspannten Forderungen früherer Stabilitätstheorien bedeutet Gleichung (61) eine außerordentliche Erleichterung für den Konstrukteur. Der Vernachlässigung der statischen Dämpfung, wie sie Bryan u. a. eingeführt haben, ist schon 1908 Reißner (a. a. O.) entgegengetreten. Sie läßt als Mindestwert für die statische Stabilität den Abschnitt der Stabilitätsgrenze ($d = 0$) auf der Abszissenachse [Gleichung (55)] fordern. Mit den bis jetzt in der Literatur gebräuchlichen Voraussetzungen $s = 0$; $\chi = 0$ hätte diese Stabilitätsbedingung in allgemeiner Form zu lauten:

$$(p) > \frac{2}{\eta_0} \quad \frac{n}{y} > \frac{2}{3\epsilon - \sigma}$$

guter Dämpfungen für hohe Schublage ist reichliche Erfüllung der Ungleichung zuträglich, soweit man nicht überhaupt, wie schon erwähnt, in Rücksicht auf den Gleitflug, bei positiven Werten ν bleibt.

Es handelt sich nun noch darum, die unseren Kurvenblättern vorausgehenden Annahmen darzulegen und zu begründen. Es ist üblich, entweder mit Vollgas oder mit ganz gedrosseltem Motor zu fliegen. Dabei entspricht der kleinste zulässige Anstellwinkel wagerechtem Fluge mit größter Geschwindigkeit bzw. steilem Gleitflug und der größte wirtschaftliche Anstellwinkel größter Steiggeschwindigkeit bzw. flachstem Gleitflug. Wir wollen annehmen, daß der wirksame Anstellwinkel [Gleichung (31)] im ersten Falle 5° und im zweiten Falle 12° beträgt, wobei entsprechend einer leichten Krümmung der Kurve η über α die Auftriebszahl von $\eta_5 = 1/5$ nur auf den doppelten Wert $\eta_{12} = 2/5$ zu-, also die Geschwindigkeit nur um 29 vH abnehme. Wagerechter Flug entspricht etwa kleinster Widerstandszahl ($\tau_5 = 0$), Anstieg kleinstem Widerstand ($\tau_{12} = \varepsilon_{12}$). Im ersten Falle beträgt die Gleitzahl $\varepsilon_5 = 1/5$, im zweiten Falle $\varepsilon_{12} = 1/8$. Für wagerechten Flug ist natürlich Vortrieb = Widerstand ($\sigma_5 = \varepsilon_5$) und für Anstieg möge demgegenüber der Schub, entsprechend der Geschwindigkeitsabnahme von 29 vH, um 42 vH zunehmen $\sigma_{12} = \sqrt{2} \cdot \sigma_5$; d. h. der Propeller sei so gewählt, daß für wagerechten Flug wie für schnellstes Steigen gleiche Nutzleistung zur Verfügung steht. Da mit abnehmender Geschwindigkeit gewöhnlich die Tourenzahl nachläßt, so bedeutet diese Annahme, höheren Wirkungsgrad der Schraube für die Steigleistung als für wagerechten Flug zu fordern, und hinsichtlich dieser Voraussetzung sind Abweichungen der diagrammatischen Ergebnisse, für den Fall, daß zugunsten der Geschwindigkeit weniger Wert auf hohe Steigleistung gelegt wird, nicht zu vermeiden. Da dem Wirkungsgradhöchstwert $\chi \cong 1$ entspricht, erscheinen für die beiden Betriebszustände, die diesseits und jenseits des Maximums liegen, Werte $\chi_5 = 2$ bzw. $\chi_{12} = 1/2$, wie sie in Fig. 7 dargestellt sind¹⁾, durchaus plausibel. Mit diesen Werten für ε , τ , η , χ , σ und α sind die Voraussetzungen für die Konstruktion der Kegelschnitte vollständig gegeben.

		\mathcal{A}_0	\mathcal{B}_0	\mathcal{C}_0
Gleitflug	5°	0,600	0,500	0,5745
	12°	0,375	0,1875	0,4189
Motorflug	5°	0,800	0,800	0,9745
	12°	0,2336	0,1875	0,5603

Die gewählte Exzentrizität mußte nach Gleichung (40) mit dem Nennwert der Geschwindigkeit definiert werden, um mit einer unveränderlichen Größe rechnen zu können. Beiden Kurvenblättern liegt die Annahme

$$s = \frac{1}{4} \cdot \left(\frac{r}{V_n/100} \right)^2 \text{ m}$$

zugrunde.

Diese Exzentrizität, die an sich so unerheblich scheinen mag und doch so außerordentlichen Einfluß auf die Stabilität hat ($\mathcal{C}_5 = \mp 3,1462$, $\mathcal{C}_{12} = \pm 0,0285 \cong 0$), ist wohl immerhin ein Grenzwert. Denn die Steigerung der Motorleistung mit fortschreitender Entwicklung der Flugtechnik bringt es mit sich, daß der Anteil des Motorgewichts am Gesamtgewicht steigt. Da nun der Propeller vorläufig fast durchweg auf dem Kurbelwellenstumpf sitzt, ist die Möglichkeit, die angenommene Exzentrizität von rund $1/4$ m zu überschreiten, gering.

Auf der Tafel sind in den Diagrammen durch Ursprungsgerade auch noch die Schwingungszeiten angegeben. Nach Forschungsheft Gleichung (104) und Gleichung (100) ist unter Vernachlässigung der Verlängerung der Schwingungsdauer durch die Dämpfung

$$T = 2\pi \cdot \frac{v}{g} : \sqrt{\frac{2p}{p+m}} = 12,58 \cdot (V_n/100) \cdot \sqrt{\frac{\eta_n}{\eta}} \cdot \sqrt{1 + \frac{m}{p}} \text{ s (62)}$$

¹⁾ Die Tangente dS/dV schneidet die Ordinatenachse in $(1 + \chi) \cdot S$.

Wie schon oben in der Formel für die Halbwertszeiten Gleichung (21) ist auch hier wieder als Zeiteinheit ($V_n/100$) s angenommen, um Gerade wie Kegelschnitte durch Beziehung ihrer Parameter auf den gleichen Wert der Geschwindigkeit (Nennwert) in den Diagrammen verschiedener Betriebszustände ohne weiteres vergleichen zu können. Für ein Flugzeug, dessen Höchstgeschwindigkeit z. B. zu 150 km/h berechnet ist, sind danach die den Kurven beigebeschriebenen Halbwertszeiten und die den Ursprungsgeraden beigebeschriebenen Schwingungsdauern um 50 vH zu erhöhen, um sie in Sekunden zu erhalten.

Tatsächlich findet der Übergang ($T = \infty$) zur aperiodischen Bewegung nicht, wie die Näherung (62) angibt, erst bei verschwindender statischer Stabilität ($p = 0$), sondern bei kleinen positiven Werten derselben statt. Mit andern Worten, nicht die Abszissenachse, wie näherungsweise in den Diagrammen angenommen, ist Grenze der Periodizität, sondern eine Kurve, die sich von rechts sehr nahe an sie anschmiegt und deren Punkte sich aus dem Schnitt der Kegelschnitte mit

Ursprungsgeraden $\frac{m}{p} = \frac{8}{a^2} - 1$ ergeben. (Siehe Forschungsheft, Gleichung (79) und (100).) Da die Diagramme von den Koordinaten p und m in gleichem Maßstab ausgehen, lassen sich die angegebenen Geraden, unabhängig von den nachträglich an die Achsen angeschriebenen Maßstäben, ohne weiteres eintragen: $m/p = 1$ liegt unter 45° usw.; $d = 0,40$ bzw. $0,80$ entspricht $m/p = 49$ bzw. $11,5$ und nach Gleichung (21) andererseits $H \cong 10$ bzw. 5 ($V/100$) s. Bei so kurzen Halbwertszeiten, wie sie eben gerade im Grenzgebiet der Periodizität erreicht werden, ist es indessen praktisch völlig gleichgültig, ob die Bewegung noch periodisch ist oder nicht, da nach 40 bzw. 20 ($V/100$) s die Störung bis auf unwahrnehmbare Reste (6%) beseitigt ist.

Beispiel: Fig. 1 zeigt eine gemessene Kurve ζ zwischen $\eta_5 = 0,20$ und $\eta_{12} = 0,40$ ersetzbar durch eine Gerade nach Gleichung (3): $\varphi = 0,05$ $\psi = 0,35$.

Mit der auch bei ebenem Steuer erreichbaren Auftriebszahl — $\eta_5 = 0,40$ wird nach Gleichung (5)

$$\kappa \cdot \lambda = \frac{0,05}{0,40} = 0,125.$$

Mit einer verhältnismäßigen Schwanzlänge $\lambda = 3$, wie sie etwa 7 m Flugzeuglänge bei 2 m Tragflächentiefe entspricht, wird $\kappa = 0,042$.

Bei 48 m² Flächeninhalt der Tragflügel sind also 2 m² Steuerfläche zu verwirklichen. Dem angenommenen Format des Steuer $\beta_s = 3$ entspricht etwa eine Breite von 2,5 m bei 0,80 m Tiefe.

Bei den wirksamen Anstellwinkeln $\alpha = 5^\circ$ bzw. 12° sei der meßbare Anstellwinkel α_T der Zelle 2° bzw. 7° . Der Faktor c_ν der Strömungsablenkung beträgt nach Gleichung (9) für $\beta_T = 6$; $\lambda = 3$:

$$c_\nu = \frac{180}{6 \cdot \pi^2} (1 + \sqrt{2}) = 7,3.$$

Ohne Schränkung (σ), also wenn die Flosse parallel der Tragflügelschne liegt, wird nach Gleichung (10)

$$\alpha_{F_5} = 2^\circ - 7,3 \cdot 0,20 = 0,54^\circ$$

$$\alpha_{F_{12}} = 7^\circ - 7,3 \cdot 0,40 = 4,08^\circ.$$

Hiermit folgt aus Fig. 5

$$\eta_{S_5}' = 0,042$$

$$\eta_{S_{12}}' = 0,050.$$

Für die Schwanzlänge $\lambda = 3$ wird schließlich:

$$\mu_5 = 0,042 \cdot 0,125 \cdot 3 = 0,0157$$

$$\mu_{12} = 0,050 \cdot 0,125 \cdot 3 = 0,0187$$

d. h. die Dämpfungszahl erhält für $k_\mu = 1$ Werte, die weit oberhalb jeder Stabilitätsgrenze ($H = \infty$) liegen, so daß für ν lediglich positives Vorzeichen, aber keine bestimmte Größe gefordert wird. Da Fig. 5, die zur Ermittlung von η_S' diente, $\eta_S = -0,40 = \text{konst.}$ zur Voraussetzung hat, muß nun auch $\psi = \delta$ angenommen werden und ν vereinfacht sich nach Gleichung (43) zu:

$$(\nu) = \eta_S' \cdot \kappa \cdot \lambda \cdot \left(\frac{1}{\eta_T} - c_\nu \right).$$

η_T' ist bereits bekannt durch die Annahmen für a und η :

$$\eta_{T_1}' = 1/5 : 5 = \frac{1}{25} \quad \eta_{T_{11}}' = 2/5 : 12 = \frac{1}{30}$$

$$(\nu_6) = 0,042 \cdot 0,125 \cdot (25 - 7,3) = 0,093$$

$$(\nu_{12}) = 0,050 \cdot 0,125 \cdot (30 - 7,3) = 0,142$$

d. h. für $k_v = 1$ nimmt die Abszisse Werte an, die selbst bei sehr tiefer Lage der Propellerachse noch ohne weiteres Stabilität verbürgen. Die mit Gleichung (5) errechnete Steuergröße gewährt also nicht nur hinsichtlich der Steuerbarkeit sondern ebenso für die dynamische Stabilität unbedingte Sicherheit.

Darüber hinaus zeigen Beispiel und Tafel quantitativ, in welcher hervorragender Weise die Veränderungen der statischen Stabilität durch die Steuerbetätigung der Forderung guter dynamischer Dämpfung bei verschiedenen Betriebszuständen entgegenkommen. Mit zunehmendem Anstellwinkel nimmt so der Beitrag des Widerstandes zur dynamischen Dämpfung ab, d. h. die Stabilitätsgrenze liegt höher, aber auch die statischen Momente wachsen wegen des höheren Wölbungsgrades des Steuers (größeren Ruderausschlags). In gleich vorteilhafter Weise ändern sich diese Momente indes auch bei kleinen Anstellwinkeln, wenn man konstruktiv von der Anordnung zentraler Schubrichtung zu hoher bzw. tiefer Schublage übergeht. Dann muß aus dem Gleitflug heraus zur Erhaltung des betreffenden Anstellwinkels der Führer gleichzeitig mit »Vollgas« ziehen bzw. »drücken«, d. h. den Ruderausschlag vergrößern bzw. verkleinern; damit nehmen die statischen Momente zu bzw. ab, und man gelangt im Diagramm in beiden Fällen in Gebiete kürzerer Halbwertszeiten. — Wir haben im Beispiel den Annahmen für die Exzentrizität und $k_v = 1$ entsprechend $s = a/8$ und damit zufällig $\frac{s}{a} = \kappa \cdot \lambda$.

Man erhält also nach Gleichung (4) die bei hoher bzw. tiefer Schublage erforderliche negative Auftriebszahl, indem man von dem Absolutwert $\eta_{80} = 0,40$ jeweils σ zu- bzw. abzählt, also $-\eta_{s_1} = 0,60$ bzw. $0,20$ und $-\eta_{s_{11}} = 0,682$ bzw. $0,118$ und damit aus Fig. 4 für $\eta_{s_1}' = 0,050$ bzw. $0,033$ statt $0,042$ und für $\eta_{s_{11}}' = 0,062$ bzw. $0,035$ statt $0,050$. Im gleichen Verhältnis ändert sich nun nicht allein die Dämpfungszahl μ_i , sondern auch die Stabilitätzahl ν_i , da $\delta = \psi$ Grundvoraussetzung ist; man hat also nur auf der Ursprungsgeraden durch die oben bestimmten Punkte μ_i, ν_i nach außen bzw. innen zu gehen, um im Gebiet der zugehörigen Kegelschnitte und Ursprungsgeraden auf die Halbwerts- und Schwingungszeiten interpolieren zu können. Man findet so schließlich für einen Nennwert der Geschwindigkeit $V_n = 160$ km/h in Sekunden:

	Schub			Gleitflug
	hoch	zentr.	tief	
Wagrechter Flug				steil
H	10	10	4	14
T	24	27	35	27
Steigen mit $186 \cdot 1,6 \cong 300$ m/min				flach
H	25	29	31	26
T	14	18	20	18

Zusammenfassung:

Es wird ein Verfahren angegeben zur Berechnung der Steuergröße und gezeigt, daß, wenn mehrfache Sicherheit für die Steuerbarkeit gefordert wird, die dynamische Stabilität ohne weiteres gewährt ist.

Graphische Darstellungen der überaus verwickelten dynamischen Beziehungen lassen für verschiedene Betriebszustände ohne weiteres erkennen, welche konstruktiven Maßnahmen zu guter Störungsbesichtigung im Fluge führen.

Eine Formel für die Halbwertszeit gestattet, die Stetigkeit bestimmter Flugarten für einen entworfenen Flugzeugtyp zu beurteilen.

Das räumliche Fachwerk der Doppeldecker und der Einfluß von Seildehnungen auf die Kräfte.

Von Dipl.-Ing. Karl Balaban.

(Schluß aus Heft 23/24 Jahrg. 1916.)

Der Einfluß der Seildehnungen.

Bisher wurde immer angenommen, daß die axialen Formänderungen so klein sind, daß man sie nicht zu berücksichtigen braucht. Dies ist auch bei den Holmen und Stielen zulässig, da die Verlängerung der Holme infolge der Zugbeanspruchung und die Verkürzung der Stiele durch den Druck verschwindend klein sind. Dagegen kann der Einfluß der Seildehnung immerhin beträchtlich genug werden, so daß man ihn nicht mehr vernachlässigen kann.

Seile müssen immer, ehe sie eingebaut werden, mit etwa einem Drittel ihrer Bruchlast vorgedehnt werden, da dies sonst unter dem Einfluß der Belastung eintreten würde. Der Einfluß einer solchen Dehnung ist immer folgender: Bei der Berechnung des durchlaufenden Trägers wurde ja vorausgesetzt, daß alle Stützen in einer Geraden liegen; wenn sich aber beispielsweise die erste Diagonale dehnt, so kann der an ihrem oberen Ende liegende Knoten sich aufwärts bewegen, d. h. für den durchlaufenden Träger erfolgt zunächst eine Senkung der Stütze. Das gleiche kann bei der zweiten Diagonale eintreten und der Träger liegt dann über drei Stützen auf, die nicht mehr in einer Geraden liegen. Da die Seile in der Regel verschiedene Stärken und Belastung aufweisen, wird die Dehnung verschieden und daher auch die Senkung bei beiden Stützen eine verschiedene werden. Die Dehnung in der Richtung des Seiles wird man am besten durch einen Versuch ermitteln, indem man ein fertig gespleißtes Seil auf der Zerreißmaschine bis zur berechneten Seilspannung beansprucht und die dabei auftretende Längenänderung bestimmt. Diese sei beispielsweise f_2 cm; von diesem Betrag kommt aber nur die Strecke in der Stielrichtung als Senkung der Stütze in Frage, also der Betrag (Fig. 11)

$$y_2 = f_2 \cos \alpha_1$$

und für die nächste Stütze

$$y_3 = f_3 \cos \alpha_2.$$

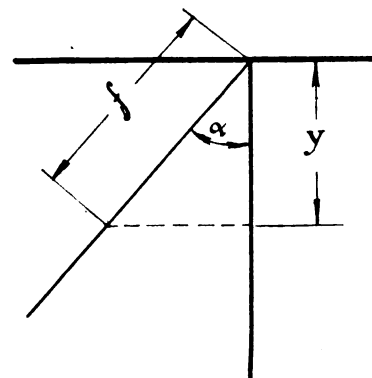


Fig. 11.

Dann lautet die Clapeyronsche Gleichung für den Fall ungleich hoher Stützen ganz allgemein

$$M_1 l_1 + 2 M_2 (l_1 + l_2) + M_3 l_2$$

$$= 6 E J \left(\frac{y_1' - y_2'}{l_1} + \frac{y_3' - y_2'}{l_2} \right) - \frac{1}{4} (q_1 l_1^3 + q_2 l_2^3),$$

wobei y_1', y_2' und y_3' von irgendeiner Wagrechten gemessen werden (Fig. 12). Für unsere Berechnung ist folgende Vereinfachung möglich: Zunächst ist immer im linken Auflager keine Einspannung vorhanden, also $M_1 = 0$ zu setzen. Fehlt der Kragträger rechts, so ist auch $M_3 = 0$, sonst aber ist

$$M_3 = - \frac{q l_3^2}{2}.$$

Ferner ist die Belastung aller Felder gleich groß anzunehmen, so daß man für q_1, q_2 allgemein q setzen kann, und endlich rechnet man die Senkungen y alle von einer Wagerechten, die durch das linke Auflager geht; dann lautet die Gleichung

$$2 M_2 (l_1 + l_2) - \frac{q l_3^2}{2} l_2 = 6 E J \left(\frac{J_2}{l_1} + \frac{J_2 - J_3}{l_2} \right) - \frac{q}{4} (l_1^3 + l_2^3) \dots (11)$$

daraus ist M zu bestimmen und der übrige Rechnungsgang der gleiche wie früher angegeben wurde.

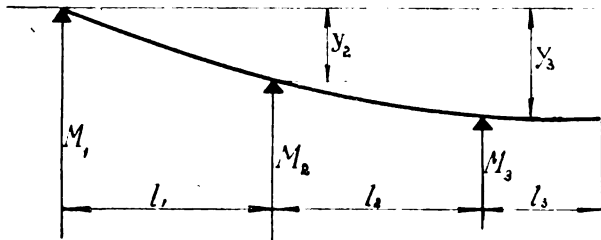


Fig. 12.

Zur früher angegebenen Berechnung soll noch folgendes ergänzend nachgetragen werden: Es wurde nämlich weiter oben nur angedeutet, wie die Berechnung durchzuführen ist, wenn im Tragseil in irgend einer Spannungsebene gerissen ist. Der Rechnungsgang soll daher an dem Tragwerke, das als Beispiel schon untersucht wurde, vorgeführt werden:

Es sei also im folgenden der Fall untersucht, daß in der vorderen Tragwand (Ebene des oberen und unteren Tragflächenholmes) beispielsweise das dem Rumpf zunächstliegende Tragseil (also D_2 in Abb. 6) gerissen ist. In diesem Fall bleibt das Fachwerk von den Knoten 5, 6, 7, 8 auswärts von dem Seilriß ganz unbeeinflusst (Figur 13). Nur

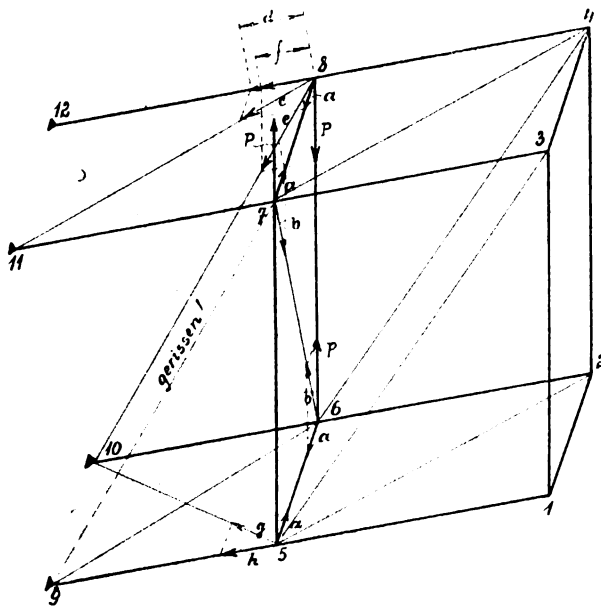


Fig. 13.

der Teil zwischen den beiden Ebenen 5, 6, 7, 8 und 9, 10, 11, 12 ändert die Stabspannungen. Denn infolge der aufwärts wirkenden Last im Knoten 7 will dieser sich in der Richtung 5—7 verschieben. Normalerweise wird er daran durch das Seil 9—7 gehindert, da aber dieses gerissen ist, muß der Verschiebung das Seil 6—7 entgegenwirken. Daher kommt jetzt in dieses Kabel auch Spannung hinein, was wieder zur Folge hat, daß in den Stab 5—6 und 7—8 Druck auftritt. Die in 5—6 wirkende Kraft überträgt sich dann in 5—9 und 5—10 bzw. die im Stab 7—8 in die Stäbe 8—11 und 8—12. Ferner erhält 6—8 außer derjenigen Spannung, die vom auswärts gelegenen Teil des Fachwerkes in diesem

Stab auftritt, auch noch eine Komponente von 6—7, und diese ist wieder nach 8—12 und 8—10 zu zerlegen. Die Axialkraft im Stabe 7—11 ist die gleiche wie im Stab 3—7. Man erkennt daher folgendes:

Reißt in der vorderen Tragwand das am Rumpf gelegene Tragseil, so kommt in den hinteren Stiel (6—8) zusätzlicher Druck, in das hintere Tragseil 8—10 zusätzlicher Zug, ebenso in den hinteren Oberdeckholm (8—12) zusätzlicher Druck und in das durch den Stirndruck schon beanspruchte Seil 8—11 zusätzlicher Zug. Dagegen wird der untere Vorderholm (5—9) gedrückt (normalerweise gezogen, daher Entlastung!) und in das unbeanspruchte Seil 5—10 der Tragflächeninnenverspannung Zug. Es hat daher die hintere Tragwand den Ersatz für das in der vorderen Wand gerissene Tragseil zu stellen.

Das Gesagte läßt sich sinngemäß auch anwenden, wenn irgend ein anderes Seil reißt!

Die Bestimmung der Stabspannungen kann nur rechnerisch oder zeichnerisch erfolgen. Das zeichnerische Verfahren ist sehr einfach und soll daher an dem Beispiel erläutert werden. (Will man die Spannungen rechnen, dann hat man die Komponenten in den einzelnen Kräftedreiecken zu berechnen.)

In dem bereits durchgerechneten Beispiele liegen die Holme gegen den Druckmittelpunkt symmetrisch, daher sind auch die Stabspannungen in den Tragwänden gleich groß. Ist das Seil D_2 (Fig. 6) beispielsweise in der vorderen Tragwand gerissen, so ist die Art der Stabkraftbestimmung folgende: Infolge des rechts 2, 3, 6, 7 liegenden Fachwerkes wirkt bereits im Stab 2—3 (Fig. 14a und 14b) ein Druck von 924 kg (siehe Fig. 6); die Knotenpunktlast A_6 beträgt 392 kg, daher ist die Summe von $P = 392 + 924 = 1316$ kg im Knoten 3 wirksam. Diese Kraft wird nun aufgenommen vom Stab 3—6 und 3—7. Das Fachwerk ist in Fig. 14a nun in drei Projektionen aufgezeichnet; P erscheint im Kreuzriß in wahrer Größe, und es ergeben sich dort auch die Stabkräfte 3—7 und 3—6 in natürlicher Größe durch einfache Zerlegung: $a = 900$ kg und $b = 1540$ kg. Wenn nun am Knoten 3 die Kraft b wirkt, dann muß ihr in 6 eine gleich große entgegenwirken, und die Stabkräfte 6—7 und 2—6 sind daher ebenfalls P und a . Die in der oberen Tragflächenebene wirkende Kraft a im Knoten 7 ist nun weiter zu zerlegen nach 4—6 und 7—8. Das kann im Grundriß des Fachwerkes geschehen, wo sich die Zugspannung $c = 1470$ kg und die Druckspannung $d = 1220$ kg ergibt. Die im Punkte 7 angreifende Kraft P wird aufgenommen vom hinteren Tragseil und dem oberen Hinterholm, im Aufriß ist daher die Zerlegung sofort durchzuführen, und man findet die Seilspannung $e = 1850$ kg und den Druck im Holm mit $f = 1500$ kg. Die in der unteren Tragflächenebene wirkende Kraft a wird in die Stäbe 1—2 und 2—5 zu zerlegen sein, was wieder im Grundriß erfolgt; man findet die Seilspannung $g = 1500$ kg und den Druck im Holm $h = 1118$ kg. Damit sind alle Spannungen infolge des fehlenden Seiles ermittelt, und man kann jetzt die Stabspannungen und die Beanspruchungen nachrechnen. In der untenstehenden Zahlentafel sind diese zusammengestellt.

Stab	Spannung stammt vom		
	Auftrieb und Stirnwiderstand	Seilriß.	Resultierende Spannung
1—2	+ 832 kg	— 1118 kg	— 286 kg
2—3	— 924 „	0	— 924 „
3—4	— 410 „	0	— 410 „
5—6	+ 265 „	0	+ 265 „
6—7	— 924 „	— 1316 „	— 2240 „
7—8	— 2670 „	— 2720 „	— 5390 „
5—7	+ 1770 „	+ 1850 „	+ 3620 „
2—6	— 230 „	— 900 „	— 1130 „
3—7	— 297 „	— 900 „	— 1197 „
3—6	0	+ 1640 „	+ 1640 „
4—7	+ 580 „	+ 1740 „	+ 2320 „
2—5	0	+ 1500 „	+ 1500 „

Beispielsweise beträgt im unteren Vorderholm die Spannung + 832 kg infolge seiner Zugehörigkeit zur vorderen Tragwand. Durch das Reißen des Seiles kommen aber noch etwa

1118 kg Druck hinzu, und die jetzt resultierende Spannung findet man mit $+832 - 1118 = -286$ kg Druck. Im Stab 3-4 z. B. beträgt der Axialdruck wegen des fehlenden Seiles ebensoviel wie in seiner Verlängerung über 3 nach rechts, das sind -700 kg, die durch den Stirndruck (Fig. 7) aber um $+290$ kg erniedrigt werden; da nach dem Reißen des

Seiles keine Komponente mehr hinzukommt, so ist die totale Axialkraft $-700 + 290 = -410$ kg. Der am stärksten beanspruchte obere Hinterholm (Stab 7-8) hat jetzt -5390 kg Druck anzunehmen, während er früher nur -2670 kg aushalten mußte. Die Spannung ist also etwas mehr als doppelt so groß.

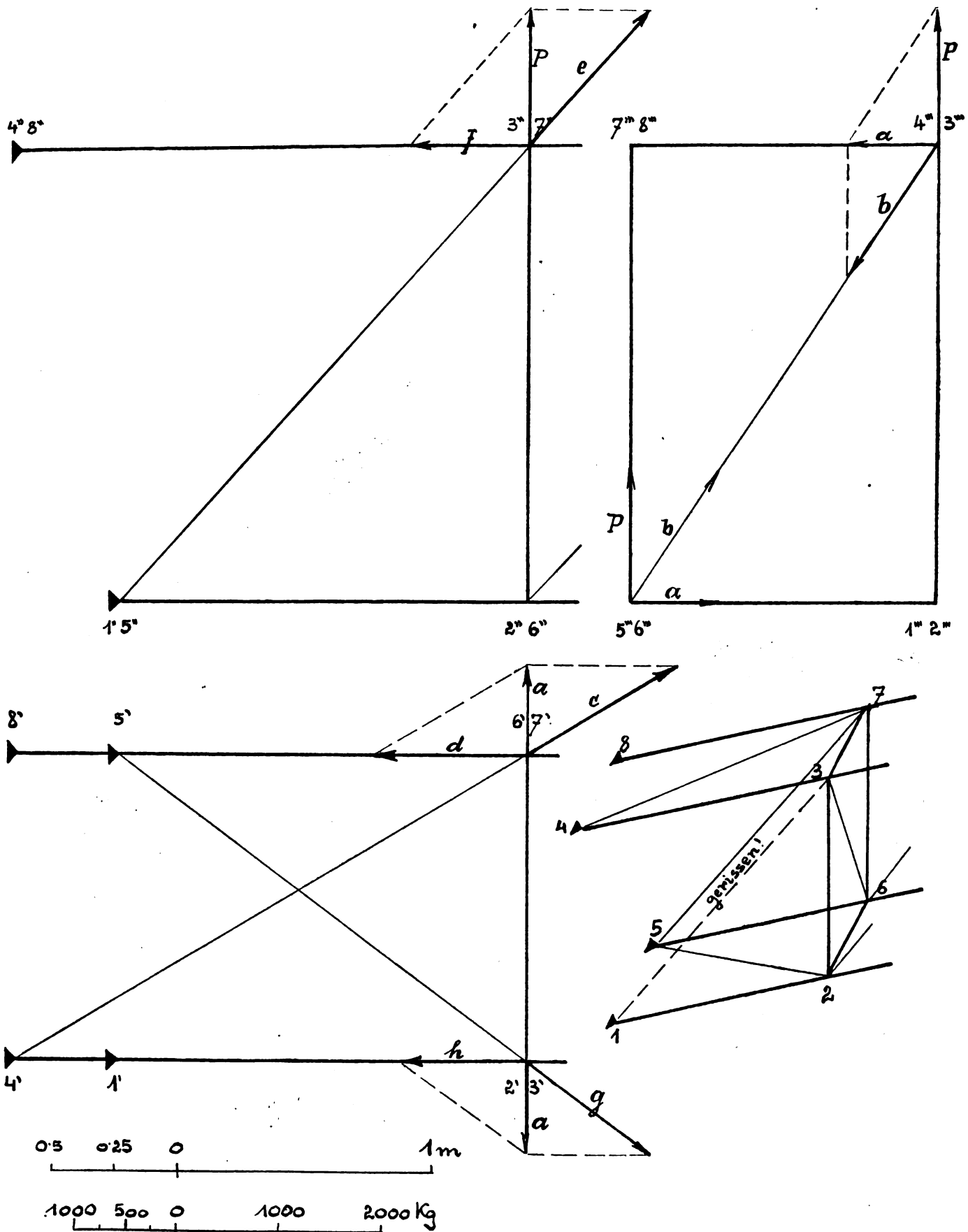


Fig. 14 a und 14 b.

Nun ist es begreiflich, daß man den Holm nicht auf diese Beanspruchung dimensionieren wird, denn schließlich ist der Fall des gerissenen Tragkabels ja ein Ausnahmefall. Man kann sich dabei mit 2- bis 2,5-facher Sicherheit begnügen; bei normal 5-facher Sicherheit wäre jetzt noch immer 2,48-fache Sicherheit vorhanden. Da aber der Holm dort ein $I = 116 \text{ cm}^4$ aufweist also bei 5-facher Sicherheit und 2000 mm Länge noch 2000 kg Knicklast aufnehmen kann, so ist die Sicherheit eine

$$5 \frac{2900}{5390} = 2,7\text{-fache}$$

An dem Momentenverlauf ändert sich, wie man sofort erkennt, garnichts; es genügt die Berechnung gedrückter Stäbe auf Knickung. Eine genaue Nachrechnung eines Stabes der sowohl auf Biegung als auch durch eine Axialkraft beansprucht wird und Teil eines durchlaufenden Trägers ist (d. h. an dessen Enden auch noch Momente wirken) soll in einer der nächsten Nummern dieser Zeitschrift gezeigt werden.

Zusammenfassung.

Es wurde gezeigt, wie das Fachwerkssystem eines Doppeldeckers berechnet werden kann, unter möglichster Berücksichtigung aller maßgebenden Einflüsse und soll der Gang nochmals kurz zusammengefaßt werden:

Man ermittelt aus der Belastung pro m^2 Tragfläche, unter Beachtung der Lage des Druckmittelpunktes die Anteile, die jeder Holm zu tragen hat und daraus die Belastung der Holme in kg pro laufenden m. Dann bestimmt man mit Hilfe der Clapeyronschen Gleichung und aus den Auflagerbedingungen die Momente über den Holmen, sowie die Auflagerdrücke und mit diesen dann die Stabkräfte nach irgendeinem Verfahren. Das gleiche geschieht für den Stirnwiderstand. Nach erfolgter Dimensionierung der Stäbe und Kontrolle der Biegungsbeanspruchung in den Knotenpunkten, sowie der zusammengesetzten Beanspruchung zwischen den Auflagerpunkten kann noch die Bestimmung der Durchbiegung erfolgen. Damit rechnet man die Knickmomente und die Vergrößerung der Stützenmomente und kontrolliert nochmals die Biegungsbeanspruchung. Der Einfluß der Seildehnungen ist sinngemäß zu untersuchen.

Der „Hispano-Suiza“-Flugmotor.

Von Ingenieur S. Hoffmann.

(Mit Konstruktionszeichnungen Tafel IV bis X.)

(Tafel VIII bis X werden dem Heft 17/18 beigegeben.)

I. Allgemeine Beschreibung.

Unter den in letzter Zeit von uns erbeuteten ausländischen Flugmotoren beansprucht fraglos neben dem »Rolls-Royce« der »Hispano-Suiza« im weitesten Umfange unser Interesse. Die bisher erbeuteten Motoren waren ausschließlich in »Spad«-Flugzeugen eingebaut. Der »Hispano-Suiza« ist als 8 Zylinder V-förmiger Motor gebaut. Je 4 Zylinder sind in einem Block zusammengefaßt. Die beiden Blocks sind unter 90° gegeneinander geneigt. Dieser Neigungswinkel bietet unter anderem hauptsächlich den Vorteil, für die Zündung mit 2 Magnetapparaten für je 8 Zylinder auszukommen. Um eine möglichste Konzentration der ganzen Kraftanlage zu erreichen, wurde der Kühler zwischen Propellerdrehebene und Stirnfläche der Zylinderblocks untergebracht (Tafel IV bis VI); rein äußerlich fällt der Motor durch glatte Form, scheinbar sehr einfachen Bau, Einkapselung sämtlicher beweglicher Teile auf. (Fig. 1—3). Es ist mit allen Mitteln Erreichung höchster Leistung bei geringstem Gewicht angestrebt.

Die Konstruktion stammt von der spanischen Automobilfabrik »Hispano-Suiza« (Barcelona). Die Firma erwarb bereits im Jahre 1910 im »Coupe des Voitures« mit einem sehr leichten schnellaufenden 4 Zylinder Automobilmotor (normale Drehzahl $n = 2300$) von 65 mm Bohrung und 200 mm Hub bei einer effektiven Leistung von 45 PS unter Führung von Zucarelli den ersten Preis.

Der 8 Zylinder Flugmotor dieser Firma ist bei einer großen Anzahl von Motorfirmen sämtlicher Ententeländer im

Lizenzbau vergeben. Erbeutet sind indessen bisher erst Lizenzmaschinen von der englischen Firma »Vickers Sons and Maxim« Ltd. »Wolseley« Luftschiffmotorenfabrik in Birmingham.

II. Allgemeine Leistungsangaben.

Der Motor leistet bei einer Drehzahl von $n = 1700$, einem Hub von 130 mm und 120 mm Bohrung im Mittel 160 PS. Änderung der Leistung bei veränderter Drehzahl ist aus der Leistungskurve (Fig. 2) ersichtlich. Auf dem Motorgehäuse befindet sich ein Schild mit der Aufschrift: »Régime normal: 1600, régime maxima: 1700. La vitesse du régime maxima ne doit être utilisée qu'à la montée, dans aucun cas elle ne doit être dépassée. En vol horizontal on ne doit pas dépasser la vitesse du régime normal afin de diminuer les chances de pannes. Danger de rupture: 1750.« Durchgeführte Untersuchungen ergaben indessen, daß das Triebwerk des Motors ohne Schädigung auch erheblich höhere Drehzahlen als 1750 verträgt. Auffallend ist, daß der Abfall der Leistung erst bei sehr hohen Drehzahlen (etwa $n = 2600$) eintritt. Der Motor wird durch diese Eigenschaft sowie durch seine außerordentlich leichten Triebwerksgewichte zur Verwendung als Schnellläufer sehr gut geeignet. Das Gewicht des Motors beträgt im betriebsfähigen Zustand komplett, jedoch ohne Propeller und Nabe, ohne Öl im Gehäuse, Kühler und ohne Wasser in den Kühlmänteln ca. 181 kg. Mithin würde z. B. das Konstruktionsgewicht bezogen auf eine Leistung von 160 PS etwa 1,3 kg pro PS betragen. Das Kompressionsverhältnis $\frac{V^0 + V^h}{V_c}$ beträgt 4,65. Die Literleistung ist = 13,5 PS. Der Benzinverbrauch stellt sich bei einer Leistung von 160 PS auf ca. 0,255 kg pro PS/Std bei Verwendung eines normalen Benzines vom Spez.-Gew. 0,745. Der mittlere Arbeitsdruck beträgt unter Zugrundelegung obiger Drehzahlen und Leistung ungefähr 7,2 kg/qcm.

III. Beschreibung der Einzelteile und Anordnungen.

Zylinder (Fig. 4). Je 4 Zylinder sind in einen Aluminiumkühlblock hineingeschraubt. Da der Block in sich eine große Festigkeit besitzt, sind die einzelnen Zylinder bis auf eine ganz geringe Wandstärke von ca. 2 mm abgedreht. Als Zylindermaterial wurde ein hochwertiger Konstruktionsstahl von 62 kg/qmm Zerreißeigigkeit bei 23% Dehnung verwendet. Die Zylinder sind in den Aluminiumblocks vermittelt eines feingängigen Gewindes (63 Gang auf 95 mm Länge) verschraubt. Zur Befestigung der 2 Zündkerzen in jedem Zylinder dienen kurze in den Aluminiumblock geschraubte gegen die Zylinderwandung durch aufgedrehte Kupferhülsen abgedichtete Gewindestücke. Die Gewindestücke kommen an keinem Punkte in Berührung mit dem Kühlwasser, so daß ein Lecken oder gar Eintreten von Kühlwasser in das Zylinderinnere bei etwaigem Undichtwerden unmöglich ist. Zur Kontrolle etwaiger Kernverschiebungen der Kühlwasserhohlräume und dadurch bedingter ungleicher Wandstärken des Aluminiumgusses ist der äußere Kühlmantel an mehreren Stellen durchbohrt und die Durchbohrungen alsdann durch mit Gewinde versehene Aluminiumstüpsel wieder zugeschraubt. (Siehe Tafel VIII im nächsten Heft).

Das Aluminiummaterial der Zylinderblocks erweist sich als eine Al-Cu-Legierung von einem 7,61% Cu Zusatz und 0,07% Si. Die bei der Analyse festgestellten variierenden Mengen Silizium können noch als Verunreinigungen angesehen werden. Zur Herstellung der bei dem Hispano-Suiza-Motor verwendeter Aluminiumlegierungen diente ein technisch sehr reines Aluminium. Die Zerreißeigigkeit der Aluminiumlegierung des Zylinderblocks beträgt $\approx 15 \text{ kg/qmm}$ bei 1,14% Dehnung. Das spez. Gewicht dieser Legierung ist bei $15^\circ \text{C} = 2,84$. Das Gesamtgewicht eines 4 zylinder Blocks bearbeitet, montagefertig, mit eingeschraubten Zylindern, Einsatzhülsen für die Zündkerzen, Stehbolzen zur Befestigung der Saug-, Auslaß- und Wasserleitungen sowie Ventillführungen, jedoch ohne Ventile, beträgt ca. 30 kg.

Zu beachten ist, daß Zylinderkopf und Gleitflächen aus einem Stück aus dem Vollen herausgearbeitet sind. Die Zylinderdeckel wie die entsprechenden Auflageflächen des Alu-

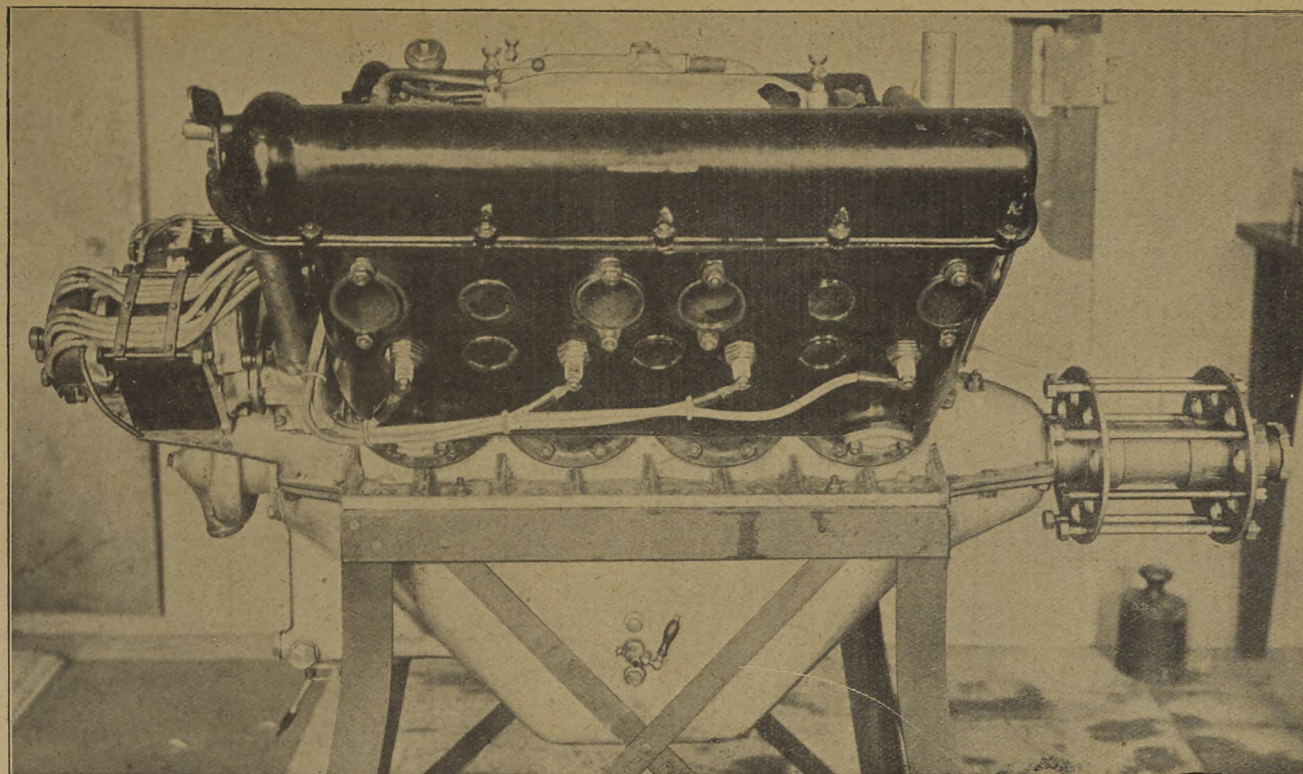


Fig. 1. Seitenansicht.

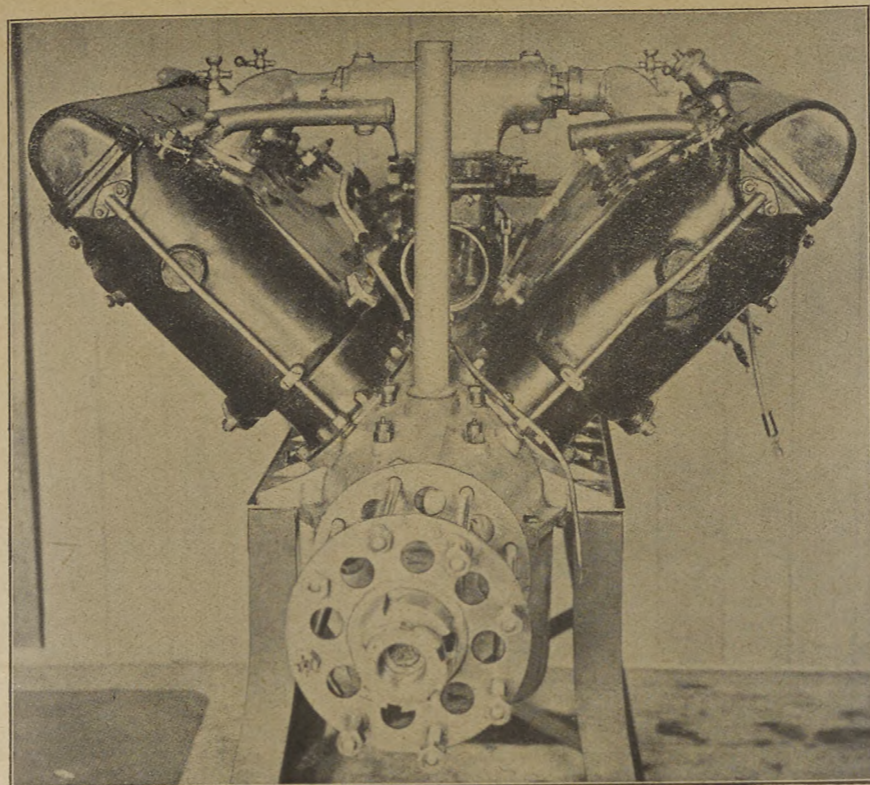


Fig. 2. Ansicht von vorne (Propeller-Nabe).

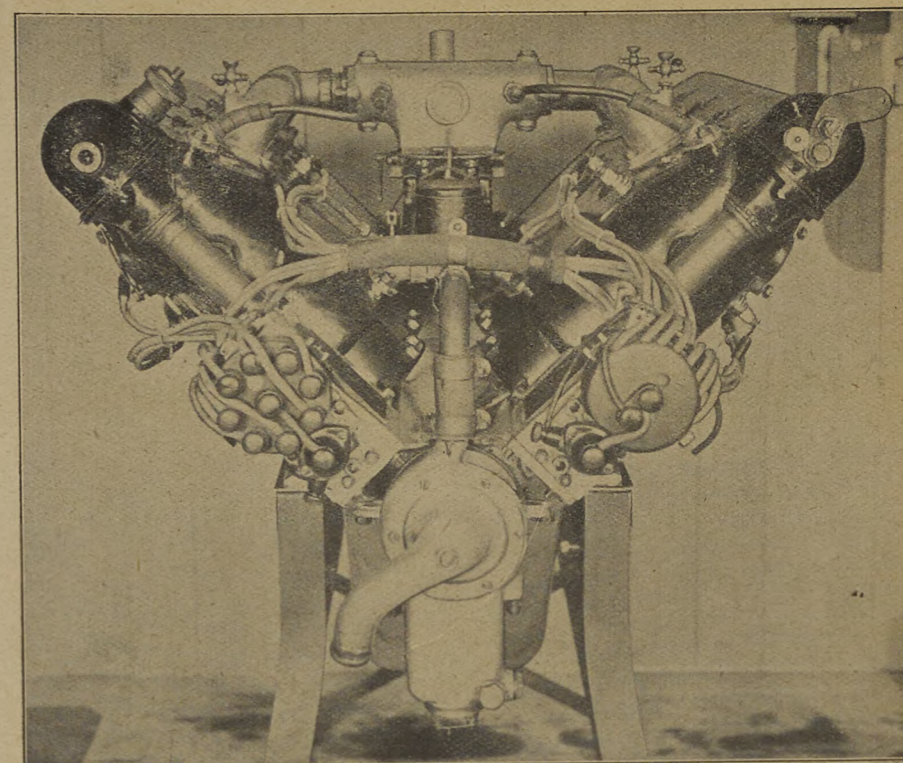


Fig. 3. Ansicht von hinten (Zündmagnet).

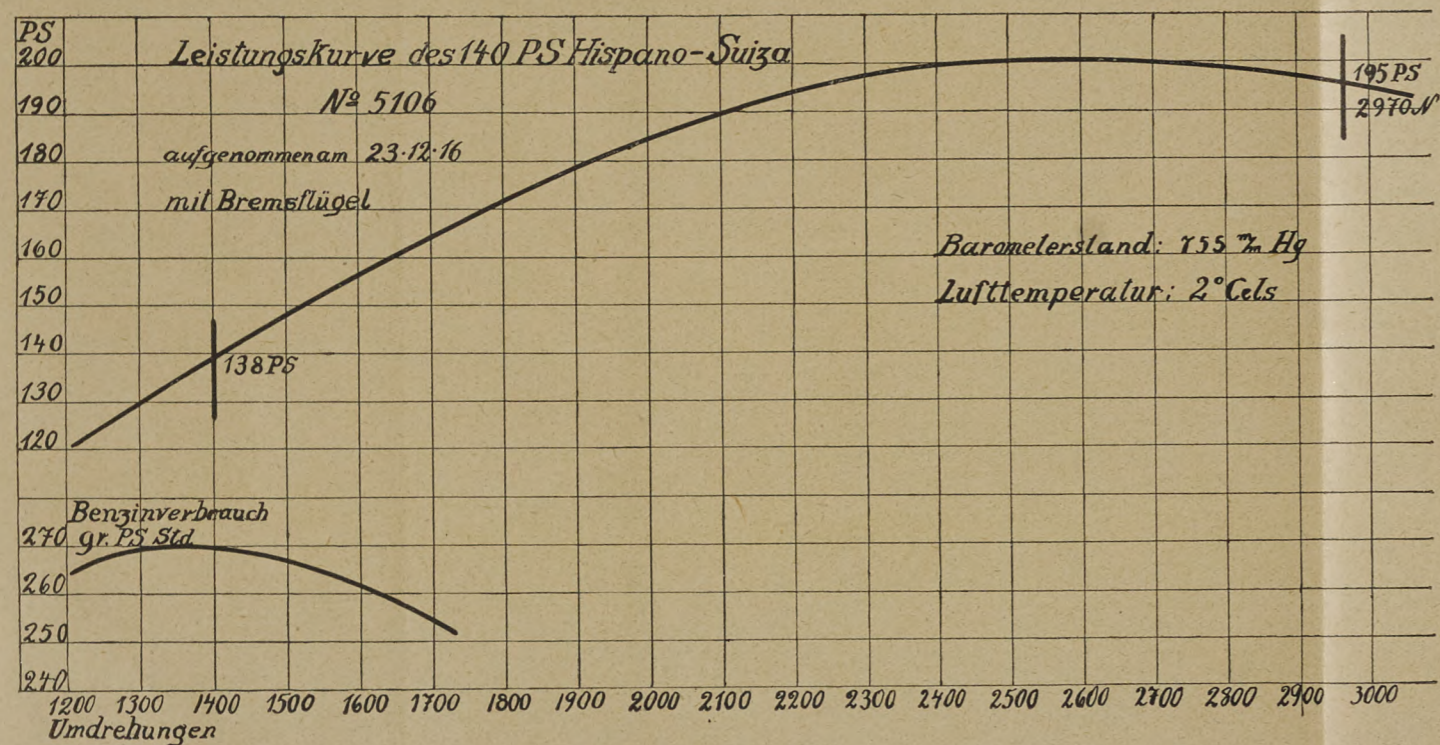


Fig. 6. Leistungskurve.

Der „Hispano-Suiza“-Flugmotor.

Von Ingenieur S. Hoffmann.

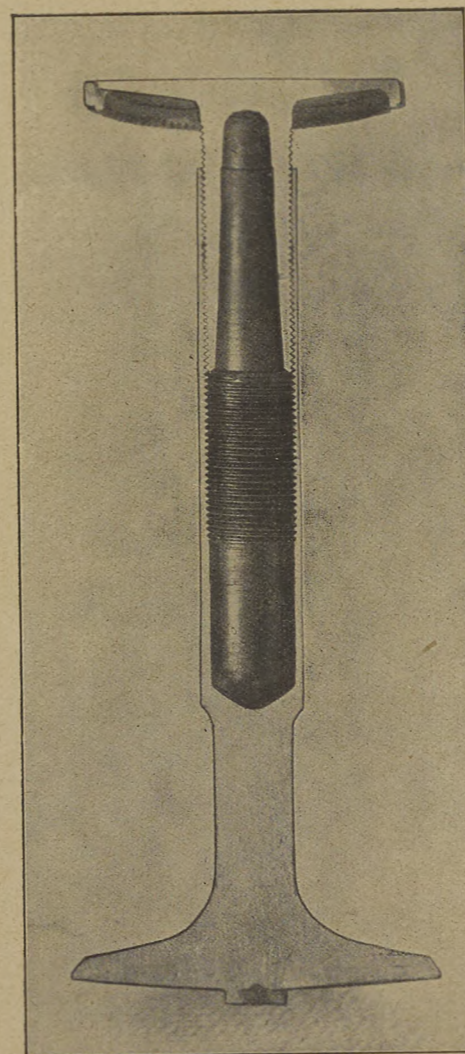


Fig. 5. Durchschnittenen Ventil.

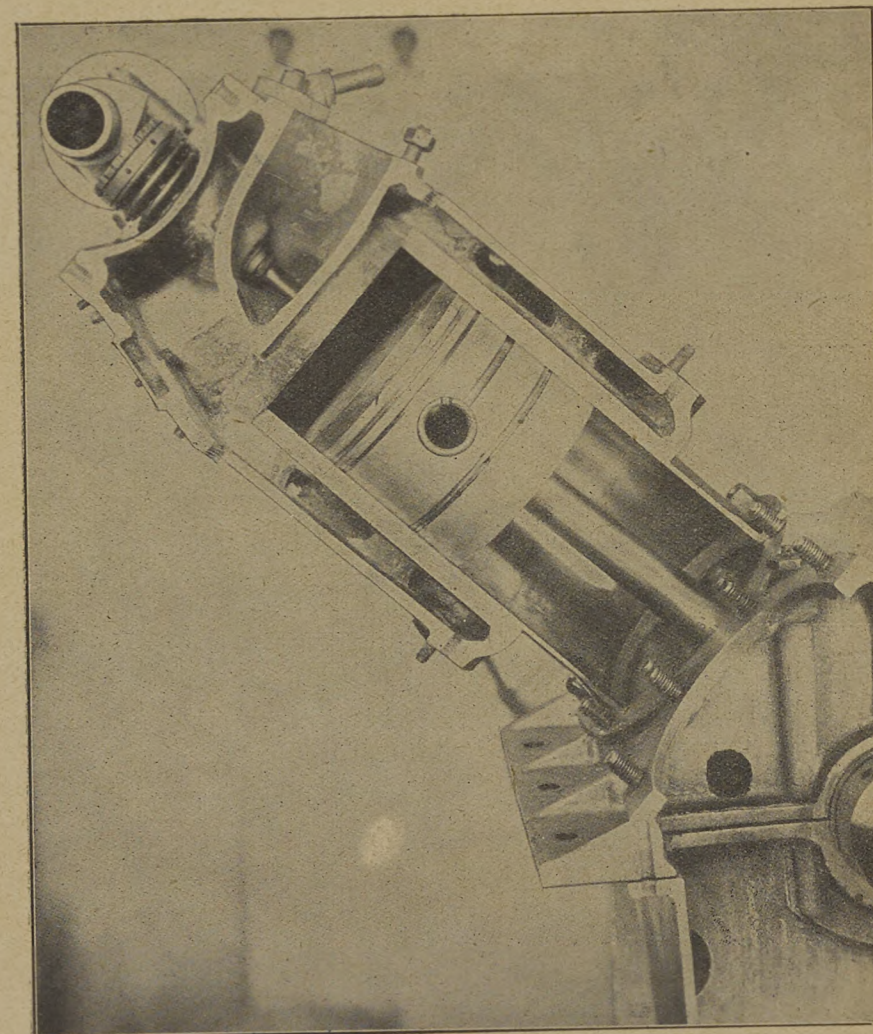


Fig. 4. Durchschnittenen Zylinder.

Druckfehlerberichtigung.

»Auf Seite 130 Spalte 2 in der achten Zeile von oben lies: »Leistungskurve Fig. 6 auf Tafel IV« statt Fig. 2. In der neunzehnten Zeile von unten der gleichen Spalte lies: »Tafel IX« statt VIII. Die Ziffernbezeichnungen auf den Tafeln IVa und V beziehen sich auf die Nummern der Stückliste, die in der Fortsetzung veröffentlicht wird.«

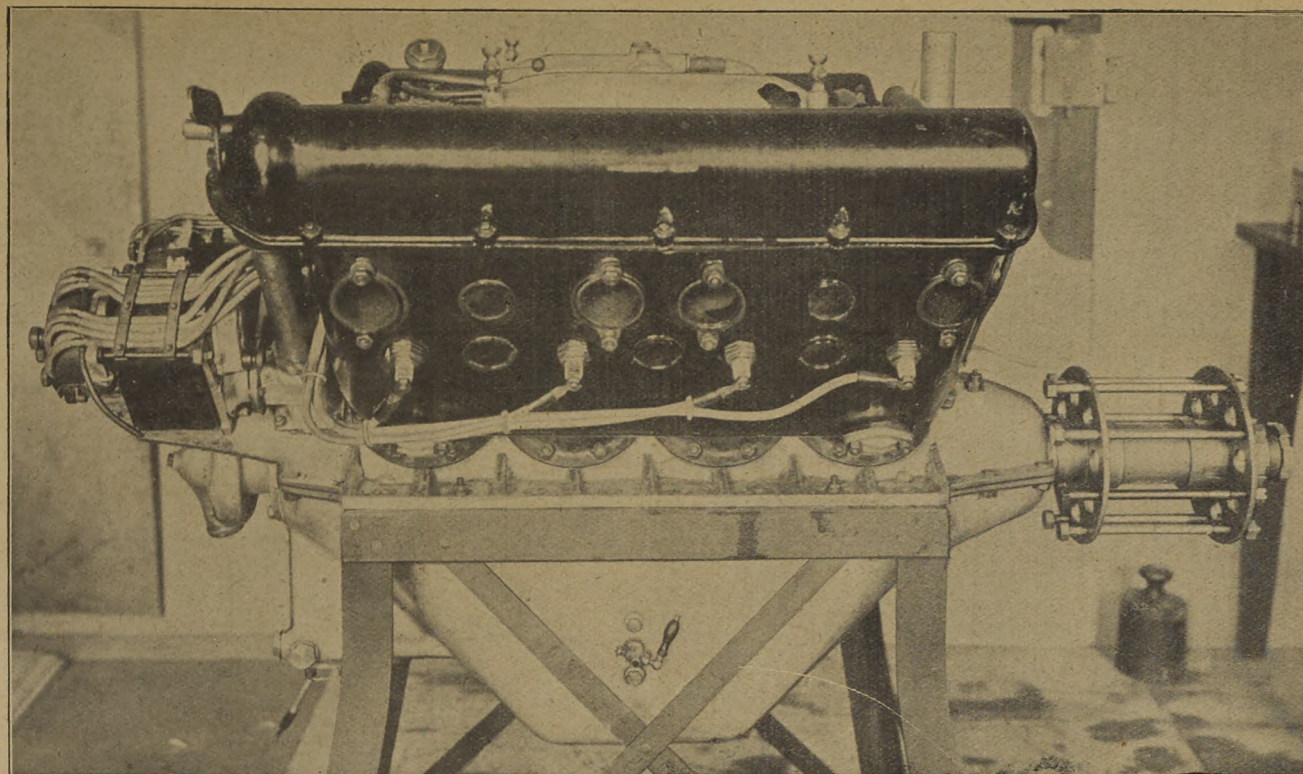


Fig. 1. Seitenansicht.

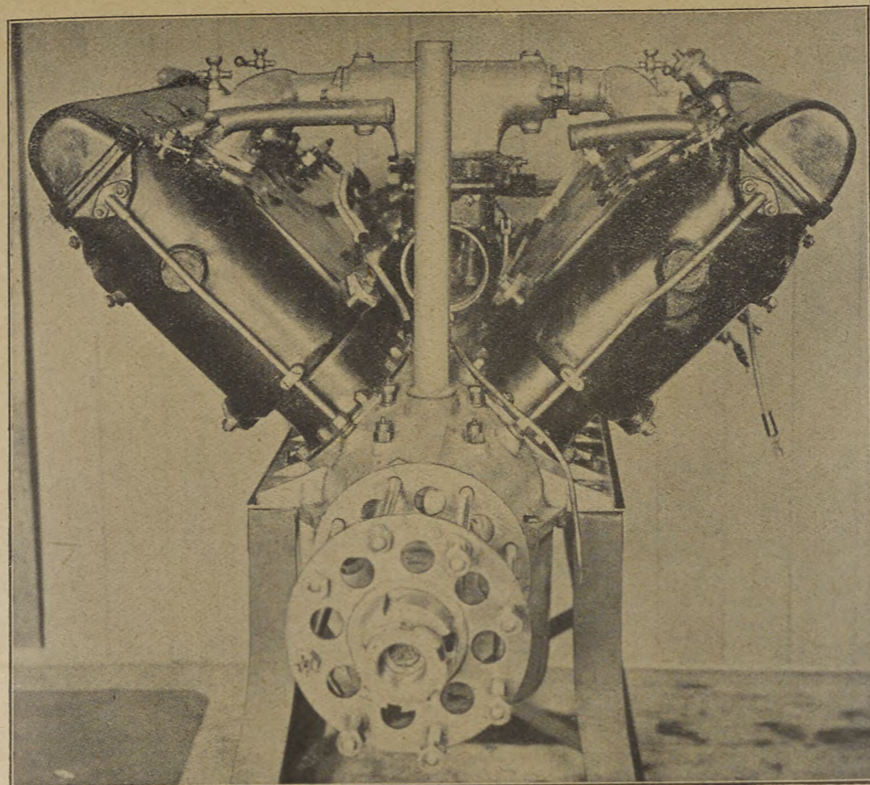


Fig. 2. Ansicht von vorne (Propeller-Nabe).

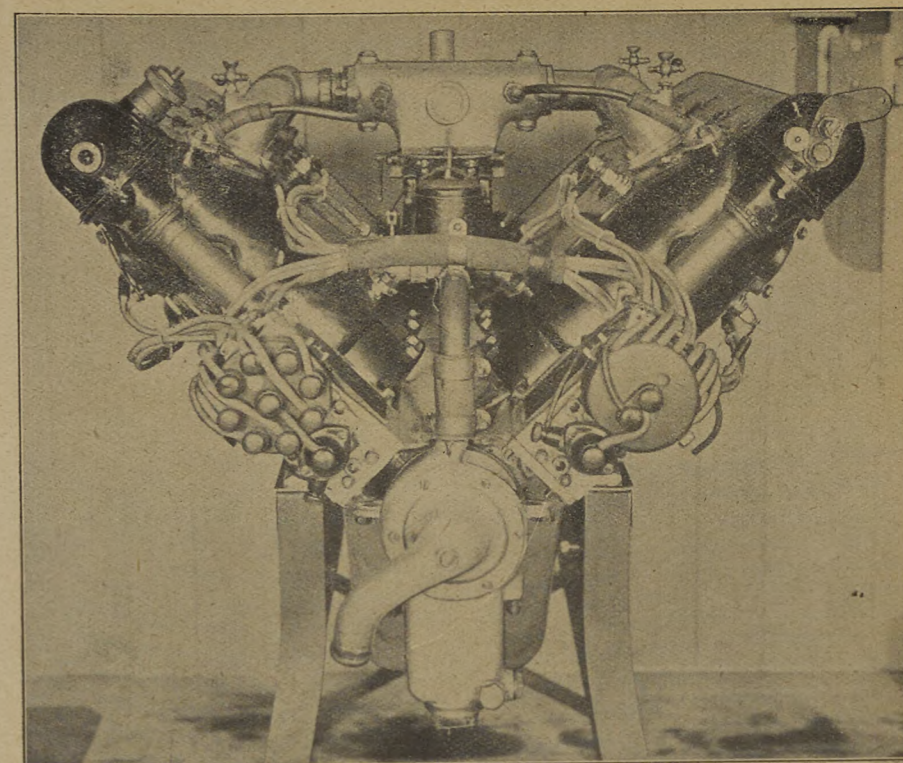


Fig. 3. Ansicht von hinten (Zündmagnet).

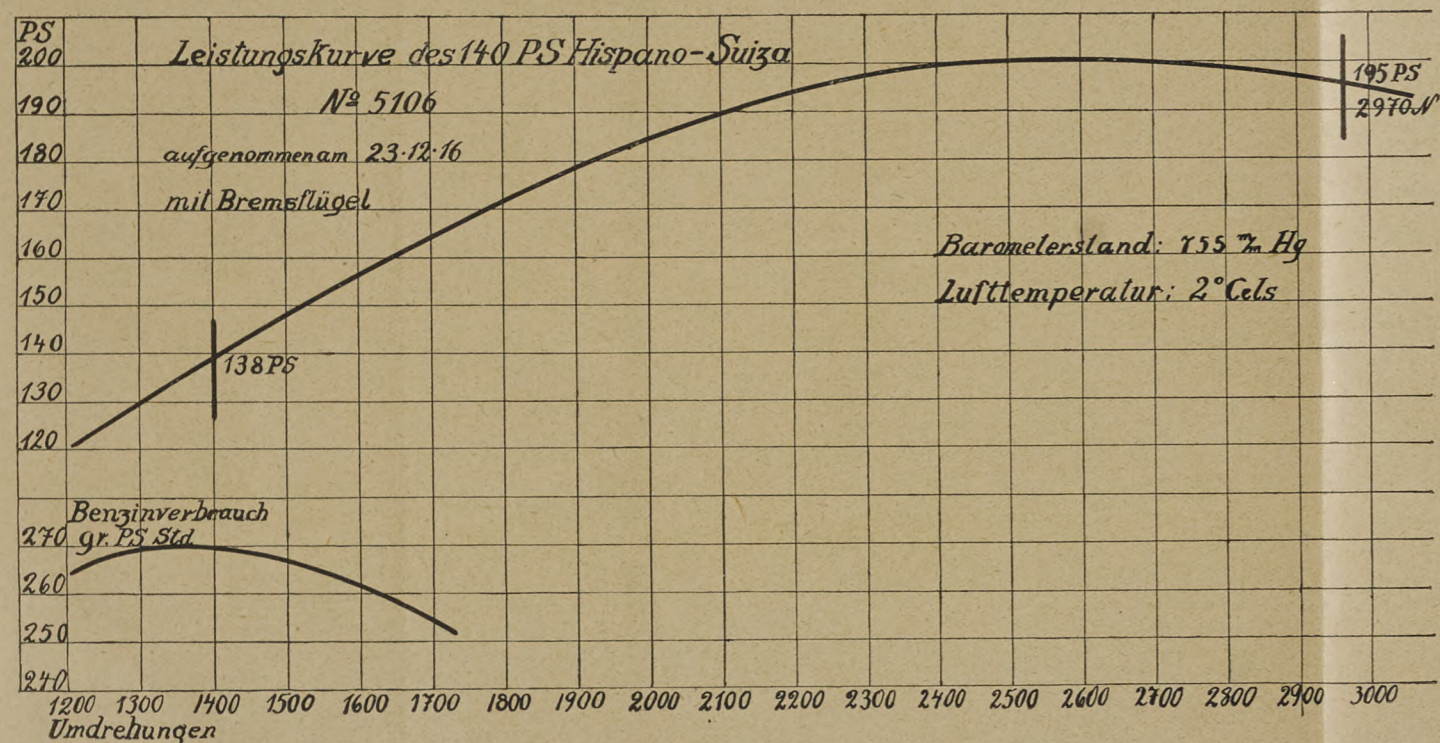


Fig. 6. Leistungskurve.

Der „Hispano-Suiza“-Flugmotor.

Von Ingenieur S. Hoffmann.

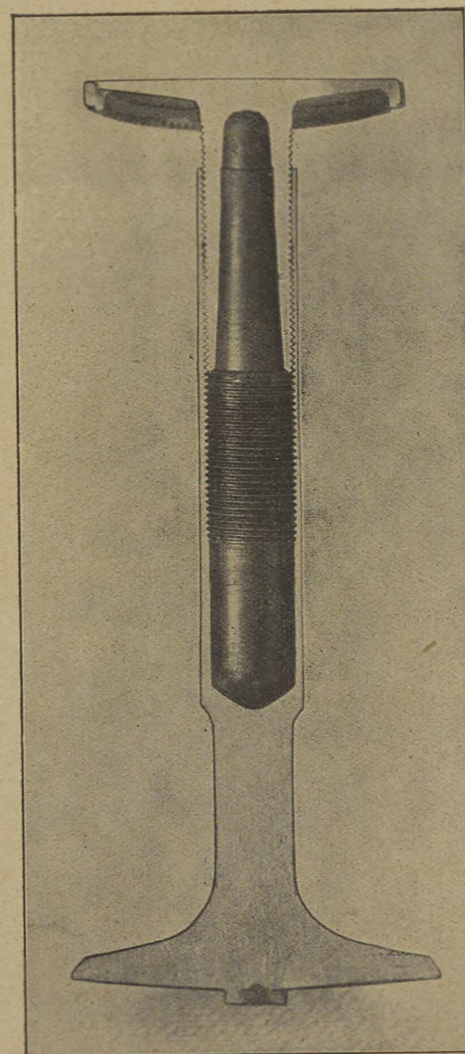


Fig. 5. Durchschnittenen Ventil.

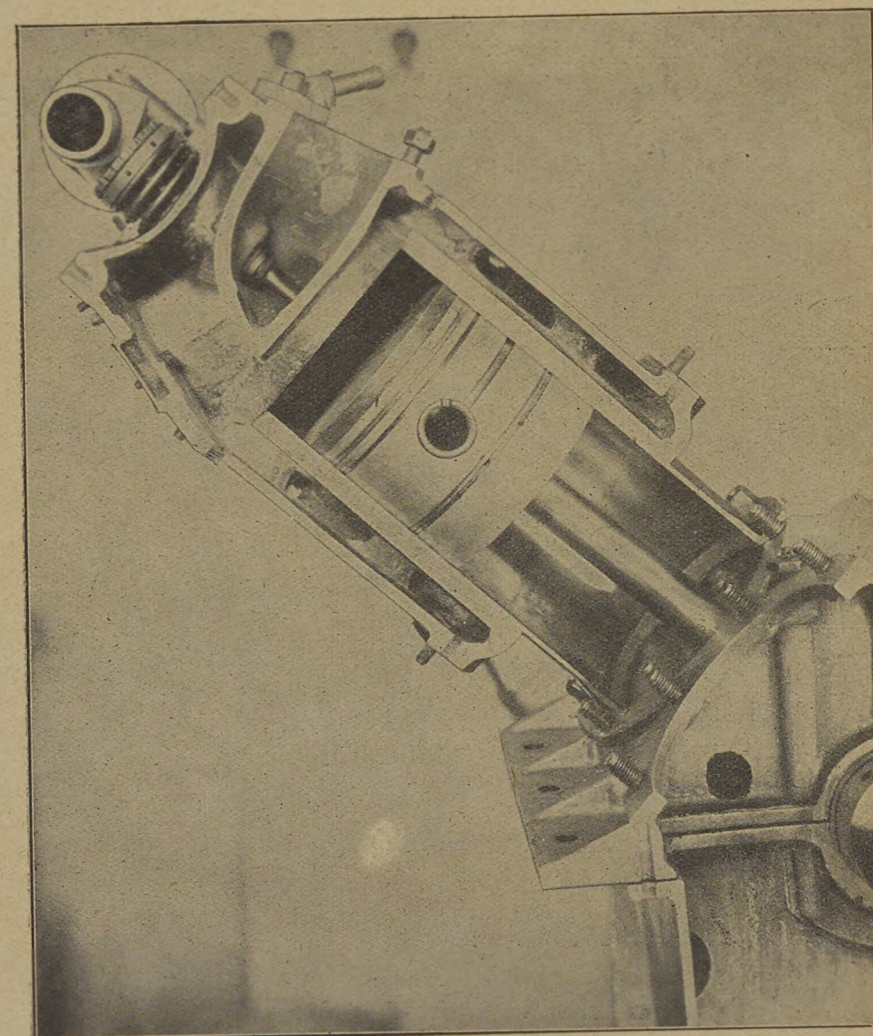
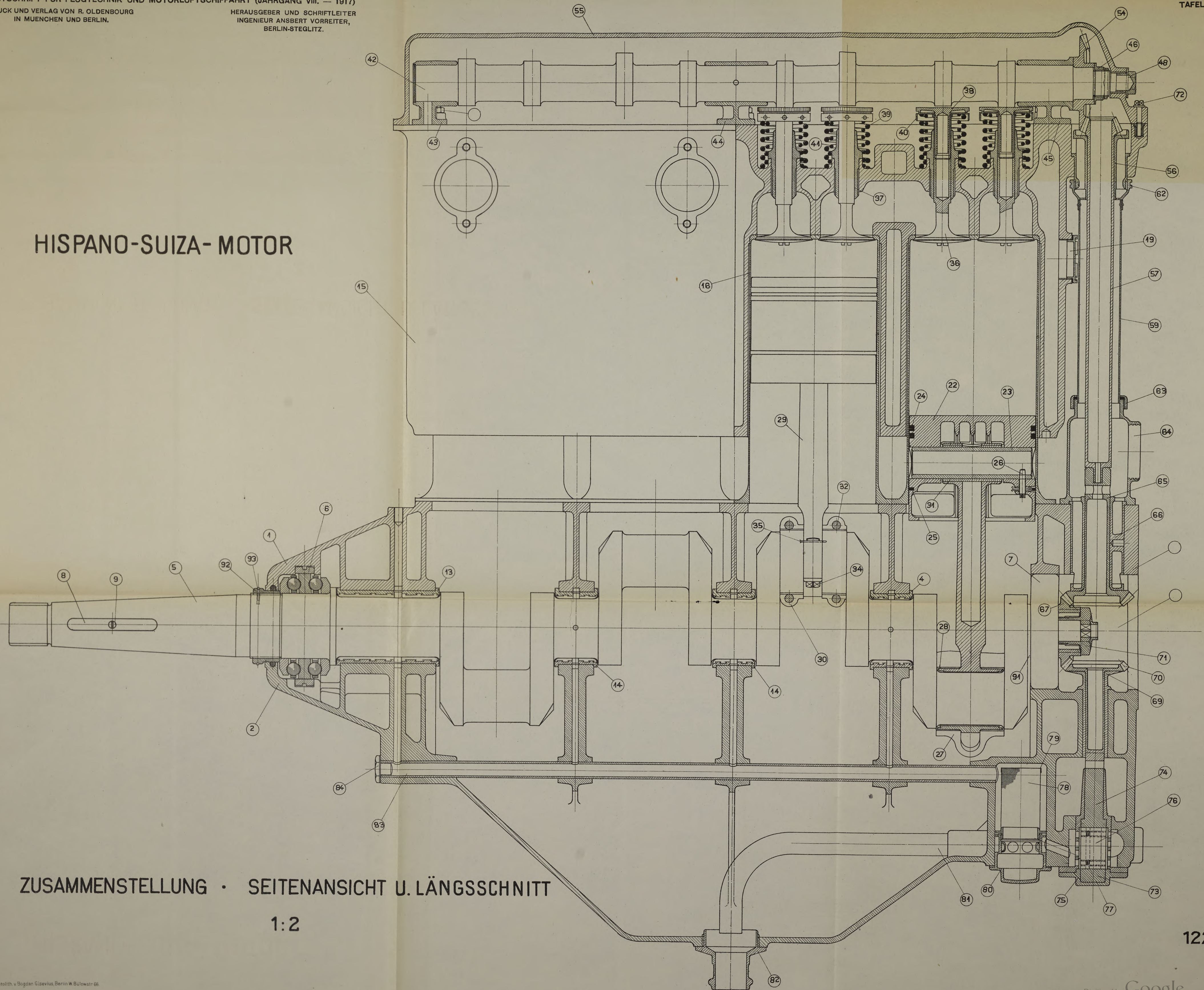


Fig. 4. Durchschnittenen Zylinder.

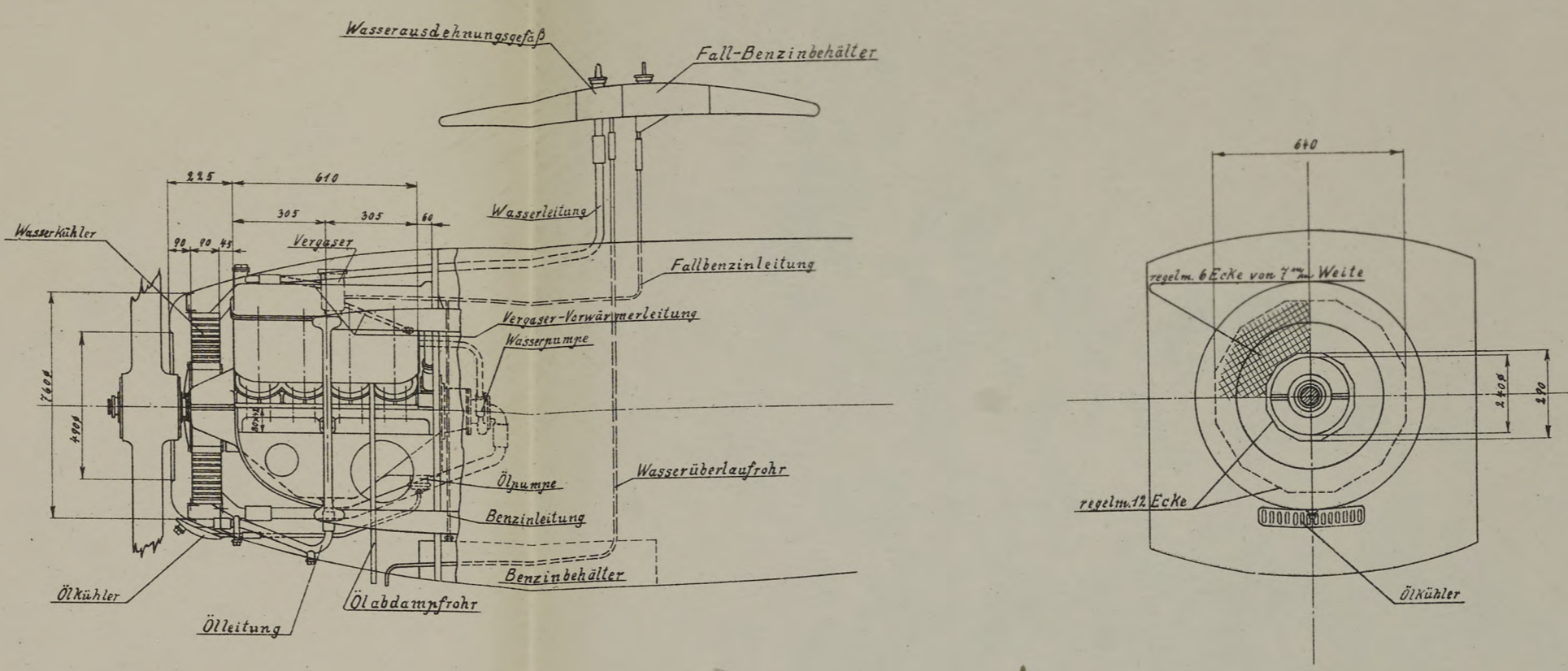
HISPANO-SUIZA-MOTOR



ZUSAMMENSTELLUNG · SEITENANSICHT U. LÄNGSSCHNITT

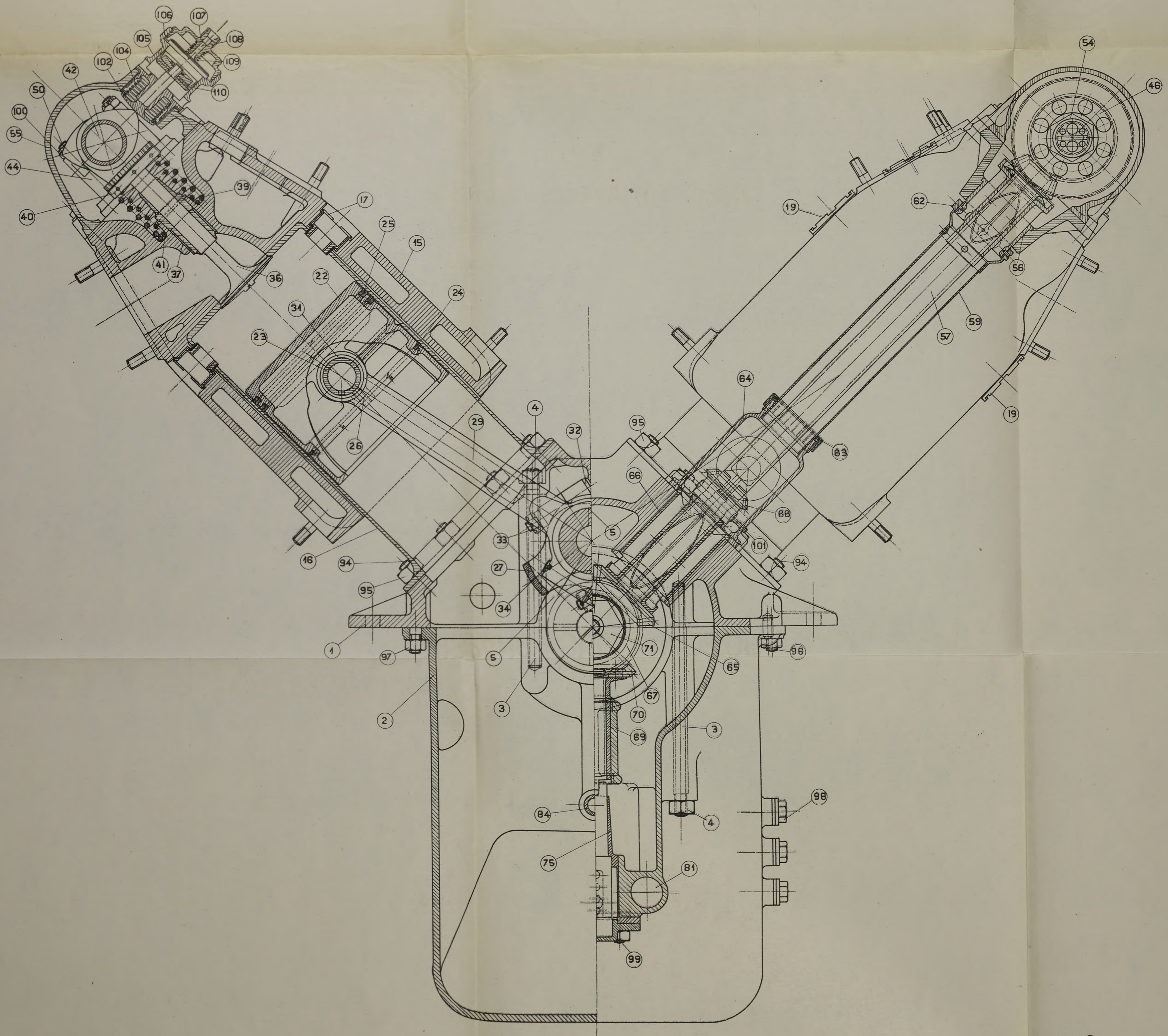
1:2

HISPANO - SUIZA - MOTOR



H. S. MOTOR-EINBAU MIT KÜHLER

1:20



1226

ZUSAMMENSTELLUNG · QUERSCHNITT DURCH ZYLINDER UND STEUERUNGSANTRIEB

1:2

miniumgusses sind sorgfältig abgedreht und zur Erreichung eines guten Wärmeüberganges vom Zylinder zum Aluminium des Blockes fest aufeinandergepreßt. Die konischen Ventil-sitze sind aus dem Zylinderdeckel herausgedreht.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37f, 8. B. 79988. Flugzeugschuppen aus Strebeböcken und an diesen und dem Torträger befestigten Dachbindern. Ballonhallenbau (Arthur Müller) Ges. m. b. H., Berlin Johannisthal. A. 14. 8. 15. E. 19. 9. 17.

42c, 42. Sch. 49688. Dynamische Auswuchtmaschine. Carl Schenk, Eisengießerei u. Maschinenfabrik, Darmstadt, Ges. m. b. H., Darmstadt, und Dr.-Ing. Hans Heymann, Darmstadt, Kiesstr. 127. A. 3. 3. 16. E. 2. 9. 17.

46c, 5. R. 43379. Pleuelstangenanordnung aus drei Pleuelstangen für Mehrzylinder-Verbrennungskraftmaschinen. Hugo Reik, Wien; Vertr.: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. 24. 6. 16. Österreich A. 17. 6. 16. E. 11. 9. 17.

46c, 4. D. 31302. Explosionsmotor mit Stahlzylinder und Stahlkühlmantel. Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. A. 19. 1. 14. E. 16. 10. 17.

46c, 4. D. 31303. Explosionsmotor mit Steuerung durch innenliegende Rohrschieber. Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. A. 19. 1. 14. E. 16. 10. 17.

46b, 11. D. 31572. Stellzeug zur Regelung eines aus mehreren Einzelmotoren bzw. Motorguppen bestehenden Antriebes. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. A. 9. 2. 15.

46b, 19. S. 42872. Einrichtung zum Ändern der Leistung von Umlaufmotoren. Siemens & Halske, Akt.-Ges. Siemensstadt b. Berlin. A. 29. 7. 14. E. 21. 10. 17.

46c, 4. B. 80632. Zylinderbefestigung an Rotationsmotoren mittels Gewinde. Wilhelm Bonsel, Melchendorferstr. 13, und Walter Stephani, Sedanstr. 3, Erfurt. A. 2. 12. 15. E. 20. 10. 17.

46b, 2. G. 41932. Ringschiebersteuerung für Explosionskraftmaschinen mit kreisenden Zylindern. Fritz Gockerell, Klemensstr. 4, u. Michael Lochner, Germaniast. 4, München. A. 16. 6. 14. E. 20. 10. 17.

77h, 5. M. 54450. Flugzeug mit am Hinterrande der Tragfläche angeordneten, quer zur Längsachse von außen nach innen geneigten Teilflächen. Othmar Marxer, Attenhausen; Post Krumbach. A. 2. 12. 13. E. 23. 9. 17.

77h, 4. D. 29015. In Einzelzellen unterteilter Prallschifftragkörper mit Außenballonett. Dipl.-Ing. Albert Simon, Werden a. Ruhr. A. 5. 6. 13. E. 16. 10. 17.

77h, 6. F. 40394. Splittersicherer Propeller. Kurt Fliegel, Rehbrücke, Kr. Zauch-Belzig. A. 24. 11. 17. E. 27. 10. 17.

77h, 6. R. 43760. Federnde Propellernarbe. Albert Rupp, Berlin-Karlshorst. A. 4. 10. 16. E. 20. 10. 17.

Patenterteilungen.

42c, 32. 300518. Kompaß für Luftfahrzeuge. Otto Schnetzer, Donaueschingen. 31. 1. 14. Sch. 46027.

42c, 39. 300484. Vorrichtung zur Ortsbestimmung bei Luftfahrzeugen. Johannes H. Kruse, Hamburg, Bei den Mühlen 91. 6. 1. 14. K. 57427.

42c, 6. 300826. Neigungsmesser, bestehend aus drei mit Flüssigkeiten von verschiedenem spezifischen Gewicht gefüllten kommunizierenden Röhren. Philipp von Klitzing, Hamburg, Alsterdamm 17. 27. 4. 15. K. 60656.

46c, 5. 300834. Kolbenringdichtung für Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern. Hans James Schwade, Erfurt, Bismarckstr. 24. 30. 11. 15. Sch. 49322.

46c, 26. 300469. Vorrichtung zur Verminderung der Kompression bei Explosionskraftmaschinen. Karl Rapp, München, Theresienstr. 23. 5. 16. R. 43238.

46c, 8. 300510. Elektrischer Vorwärmer für Vergaser. Hermann Brand, Berlin-Halensee, Westfälischestr. 63. 16. 10. 15. B. 80326.

46c, 14. 300520. Hochspannungsspule für magnet-elektrische Zündapparate. Aktiengesellschaft Brown, Boveri & Cie., Baden, Schweiz; Vertr.: Robert Boveri, Mannheim-Käferthal. 20. 7. 16. A. 28329.

46c, 664221. Kühler für Explosionsmotoren. Max Hirschfelder, Berlin-Weißensee, Generalstr. 5. 7. 5. 17. H. 73552.

46c, 664297. Zündkerze für Explosionsmotoren. Ernst Eisenmann & Co. G. m. b. H., Stuttgart. 30. 9. 15. E. 22073.

46c, 664298. Auspuffdämpfer für Explosionsmotoren. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Bitterfeld. 14. 10. 15. 37124.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Dynamische Meteorologie, von Felix M. Exner. Leipzig 1917. B. G. Teubner. 8^o. 308 S. mit 68 Figuren. Preis geb. M. 16,50.

Das Werk ist Julius von Hann gewidmet und bildet eine wertvolle Ergänzung zu dem grundlegenden Lehrbuche Hanns, das die meteorologischen Beobachtungstatsachen enthält. Auf dem Boden dieser Tatsachen und der allgemeinen physikalischen Gesetze stellt sich der Verfasser zur Aufgabe, festzulegen, was an den beobachteten Erscheinungen auf bekannte vorausgegangene Ereignisse zurückgeführt werden kann.

Den Hauptinhalt des Buches bildet die Lehre von den Luftbewegungen, aber auch die Wärmelehre, die Lehre von der Strahlung und andere Teile der Meteorologie werden behandelt, zumal da ohne sie die Luftbewegungen nicht zu erklären sind. Insbesondere ist es erfreulich, daß sich neben den eigenen Arbeiten des Verfassers auch die übrigen neueren und bisher z. T. nur wenig beachteten theoretischen Leistungen auf dem fraglichen Gebiete in dem Werke verarbeitet finden, so namentlich die von Margules. Die von Bjerknes eingeführten »dynamischen Meter« und »Millibar« werden nur gelegentlich vom Verfasser benutzt, im ganzen verwendet er vielmehr die allgemein gebräuchlichen Einheiten. Während in den Bjerknesschen Arbeiten das Hauptgewicht auf die Bewegungskräfte in der Horizontalebene gelegt wird, behandelt der Verfasser vorwiegend die Rolle der Temperatur und ihrer Verteilung in der Atmosphäre in ihrem Einflusse auf die Luftströmungen der verschiedenen Schichten. Wer, im Besitze einiger mathematischer Kenntnisse, die atmosphärischen Bewegungen und Kräfte in ihren hauptsächlichsten Einzelerscheinungen oder in ihrem allgemeinen Kreislaufe studieren will, wird mit Erfolg zu dem Werke greifen. Tetens.

Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges. Von Dr. Richard Grammel, Privatdozenten für Mechanik an der Technischen Hochschule Danzig. Sammlung Vieweg, Tagesfragen aus den Gebieten der Naturwissenschaften und der Technik, Heft 39/40 (Doppelheft), Braunschweig 1917. Friedr. Vieweg und Sohn, 8^o. V und 136 Seiten mit 83 Figuren. Preis geheftet M. 5,00.

In der Strömungslehre wird, soweit es sich um Vorgänge an Luftfahrzeugen handelt, die Zusammendrückbarkeit der Luft vernachlässigt, die Luft also — mit einem Fehler von etwa 1 vH — als Flüssigkeit behandelt. Das rechtfertigt den auf den ersten Blick befremdenden Titel: »Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges.« Ein großer Teil des Buches ist eigentlich mehr den mathematischen Grundlagen der Hydrodynamik gewidmet, wie das Werk überhaupt manchen interessierten Leser durch das allzu mathematische Gewand abschrecken wird. Aber die Schwierigkeiten sind durch die klare, knappe Art der Darstellung, durch die zahlreichen Rückverweisungen und vor allem durch die sorgfältige Bearbeitung (in dem ganzen Buch einschließlich der mehr als 100 Formeln fand ich verhältnismäßig sehr wenige Druck- und Rechenfehler!) wesentlich gemildert, und so lohnt sich die Mühe reichlich, sich durch die Formeln hindurchzuarbeiten. Denn der Verfasser, der sich durch zahlreiche Arbeiten auf dem Gebiete der Flugmechanik einen Namen gemacht hat, versteht es vortrefflich, die Theorie der Strömungserscheinungen an Flügeln und Flossen »nach ihrem heutigen Stande zusammenfassend darzustellen«.

Der erste Abschnitt ist der Erklärung des dynamischen Auftriebes gewidmet. Bei der Ableitung einer Formel für die Auftriebsdichte kommt man zu dem Begriff der Zirkulation und ihres Schwerpunktes. Die Blasius'schen Gleichungen für die Kräfte an beliebigen Konturen führen zur eingehenden Erörterung der ebenen Strömung, speziell der wirbelfreien. Die Flüssigkeitsbewegung um ein Gitter gestattet schon hier eine Anwendung auf die Theorie der Luftschaube.

Der zweite Teil handelt von der Strömung um ebene und gewölbte, unendlich dünne und mit vorn abgerundeten Konturen umkleidete Flügel, die durch konforme Abbildung aus der Strömung um einen Kreisylinder gewonnen wird. Besonders wichtig für die Praxis ist die gegenseitige Beeinflussung zweier oder mehrerer Tragdecken, die sich hinter oder über einander befinden. Auch hier führt die Betrachtung einer unendlichen Flügelzahl wieder zur Luftschaube.

Bisher war stets von ebenen Strömungen die Rede. Der letzte Abschnitt aber bringt nach einer kurzen Betrachtung der Wirbelablösung an der Hinterkante eingehende Berechnungen über das »System der begleitenden Wirbel« also über den Einfluß des Randes bei endlicher Länge des Flügels. Dieser Einfluß, der sich durch die Wirkung zweier Wirbelzöpfe ersetzen läßt, schädigt den Auftrieb des betrachteten Flügels selbst sowie den benachbarter Flügel oder Flossen. Eine (nach Erfahrungen des Referenten

auch praktisch gut anwendbare) Berechnung dieses Einflusses von Prandtl wird hier zum ersten Male veröffentlicht.

Diese Inhaltsangabe macht jede weitere Empfehlung überflüssig.

Leitfaden für Flugschüler. Von Ing. C. Kreuter. 2. Auflage. Preis geb. M. 1,50. Verlag von M. Krayn, Verlagsbuchhandlung für Technologie, Berlin W. 10, Genthinerstr. 39.

Gesetz über den Vaterländischen Hilfsdienst vom 5. Dezember 1916 nebst allen Ausführungsbestimmungen, Erlassen der Ministerien und anderer Behörden. Unter Benutzung der Amtl. Mitteilungen des Kriegsamts für den praktischen Gebrauch ausführlich erläutert von Rechtsanwalt Max Herrmann, stellvertretendem Vorsitzenden des Versicherungsamts der Stadt Berlin. Mit zahlreichen Mustern von Verträgen, ausführl. Sachregister u. dgl. 248 Seiten. Preis geb. M. 4. (Industrieverlag Spaeth & Linde, Fachbuchhandlung für Rechtswissenschaft, Berlin C. 2.)

Flinz und Flüge. Eine Aviatiade in 8 Nummern von Roland Betsch verfaßt und von Georg Schütz bebildert. Preis gebunden M. 1,50. Verlag Bergstadtverlag, Wilh. Gottl. Korn in Breslau und Leipzig.

Ein heiteres Buch in ernster Zeit. Licht und Schatten des Fliegerlebens werden in humoristischer Weise geschildert, aber trotzdem in treffender Übereinstimmung mit der Wirklichkeit dem Leser vorgeführt. Wer einen Blick hinter die Kulissen einer Fliegerschule werfen und dabei Erheiterung genießen will, dem kann dieses von fachmännischer Seite geschriebene und mit ergötzlichen Zeichnungen geschmückte Buch ans Herz gelegt werden. Das Buch erinnert an Busch, ganz so gut wie Meister Busch können es die Verfasser aber noch nicht.

Normenlehre. Grundlagen, Reform und Organisation der Maß- und Normensysteme, dargestellt für Wissenschaft, Unterricht und Wirtschaft von W. Porstmann. Leipzig 1917. Schulwissenschaftlicher Verlag A. Haase, Gr. 8^o, VIII und 256 Seiten mit 28 Abb. Geheftet M. 6, einfach gebunden M. 7.

Der Krieg hat auf allen Gebieten einen großen Mangel an Arbeitskräften im Gefolge gehabt, dem wir durch vermehrte und verbesserte Organisation begegnen müssen. Auch im Meßwesen muß jede überflüssige Arbeit gespart werden; das geschieht am besten durch strenge Systematik der einzelnen Maßsysteme in sich und untereinander. Aus der Normierungskunst muß eine Normierungswissenschaft hervorgehen. Sie zu entwickeln, ist der Zweck des vorliegenden Buches. Es behandelt mit großer Klarheit und scharfer Kritik, aber vielfach übermäßig breit und mit zahlreichen Wiederholungen, die energetischen Normen (im Gegensatz zu den biologischen), von Maß und Gewicht, von Münzen und Mengen, ferner die Winkel- und Zeitmessung, die Erdgradeinteilung und die Formatreform. Dabei setzt sich der Verfasser mit den Schwächen der bisherigen Systeme auseinander und macht zum Teil recht brauchbare Verbesserungsvorschläge; z. B. will er den Winkel von 360° oder 2π (= 1 »Dopi«) nach dem Dezimalsystem unterteilen, ebenso

den Tag nicht in 24 Stunden zu je 60 Min. zu je 60 Sek., sondern in 10 Dezitage oder 100 Zentitage oder 1000 Millitage. Eine Anzahl anderer Vorschläge weicht weniger stark von dem Gewohnten ab und dürfte sich leichter einführen lassen. Besonders interessant ist die Feststellung, daß unser Maßsystem tatsächlich nicht nach dezimalen, sondern nach millesimalen Stufen fortschreitet. Diesem »Dreistellen-Prinzip« widerspricht freilich der Pfennig und vor allem das Zentimeter, das in der Physik doch gerade die Grundlage des sog. »absoluten« Maßsystems bildet und im täglichen Leben wie von einzelnen Zweigen der Technik bevorzugt wird. Auch sonst werden sich der Einführung der sehr beachtenswerten Neuerungen manche praktischen Bedenken entgegenstellen. Besonders sollte da, wo man sich gerade mit einigem Erfolg bemüht, eine Vereinfachung durchzuführen, wie bei den Ostwaldschen Weltformaten, nicht aus rein theoretischen wenn auch an sich vielleicht berechtigten Gründen wieder etwas anderes (allerdings grundsätzlich Ähnliches) vorgeschlagen werden.

Auffällig ist, daß der Verfasser die Bestrebungen und die Vorschläge des Ausschusses für Einheiten und Formelgrößen, die doch ebenfalls auf weitgehende Normierungen abzielen, mit keinem Wort erwähnt, ja sie anscheinend nicht einmal kennt, wie aus den von ihm verwendeten Maßbezeichnungen hervorgeht.

Trotz dieser Mängel ist das Werk als ein erster Versuch zu begrüßen und als Quelle vieler nützlicher Anregungen und wertvoller Erkenntnisse auf dem für die Ökonomie unseres ganzen Kulturlebens so wichtigen Gebiete der Normierung wärmstens zu empfehlen.

Everling.

Technischer Literaturkalender. Anfang 1918 soll im Verlage R. Oldenbourg, München und Berlin, ein Kalender erscheinen, der die technisch-literarische Produktion lebender Schriftsteller des deutschen Sprachgebietes nachweisen soll, nachdem Kürschners bekannter Deutscher Literatur-Kalender die Technik so gut wie gar nicht berücksichtigt.

Der Rahmen ist so abgesteckt, daß alles, was gemeinhin unter Technik verstanden wird, Berücksichtigung finden soll; darüber hinaus nur die allernächsten Grenzgebiete, soweit sie für die literarische Praxis technischer Kreise Bedeutung haben. Also etwa der Kreis, den unsere Technischen Hochschulen mit Ausnahme der allgemein-bildenden Fächer umschreiben.

Die Aufnahmen sollen sich in erster Linie auf die eigenen Angaben der Autoren gründen.

Es sollen nicht nur diejenigen Schriftsteller in Betracht kommen, die selbständige Schriften veröffentlicht haben, sondern auch solche, die nur in Zeitschriften literarisch tätig sind; zwar nicht unter Aufzählung der von ihnen verfaßten Aufsätze, aber unter Angabe des Fachgebiets, auf dem sie sich literarisch betätigen. Es wird dann möglich sein, die auf demselben Gebiet tätigen Autoren zusammenzustellen.

Da möglichste Vollständigkeit im Interesse aller Beteiligten liegt, werden die Verfasser und Herausgeber technischer Werke, Zeitschriften und Zeitschriftenbeiträge deutscher Sprache um Zusendung ihrer Adresse an die Schriftleitung (Dr. Otto, Berlin W 57, Bülowstr. 74) gebeten, damit ihnen der Fargebogen zugesandt wird.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2

Jochimsdalerstraße 1, Luftfahrthaus.

Fernsprecher:
Aml Steinplatz Nr. 7732.

1. Am 1. Juli ds. Is. verloren wir durch den Tod auf dem Felde der Ehre den Leutnant und Führer einer schweren Minenwerf-Abteilung Oberlehrer Dr. Arnold Leick, Berlin. Im Jahre 1915 als Kriegsfreiwilliger bei einem Garderegiment zu Fuß eingetreten, wurde er 1916 zum Leutnant befördert und bei den Kämpfen in Wolhynien mit dem Eisernen Kreuz 2. Klasse ausgezeichnet. Nach der Westfront mit seiner Abteilung versetzt, erlitt er den Heldentod in der Nähe von Ypern. Wie bei allen denen, die ihr Leben für das Vaterland ließen, wird sein Gedenken besonders treu gepflegt werden, sein Name auch in unserer Gesellschaft unvergessen bleiben.

1. Auszeichnung und Beförderung:

Mit dem höchsten preußischen Orden, dem Pour le Mérite, wurde unser Mitglied der Geheime Rat, Dr. W. Nernst, Professor der physikalischen Chemie an der Universität in Berlin, ausgezeichnet, in Anerkennung seiner hervorragenden Verdienste auf kriegsphysikalischem Gebiet.

Unser Vorstandsmitglied und Obmann des Motorenausschusses, Professor Fr. Romberg, Chef-Ingenieur des Kriegsamts, Waffen- und Munitions-Beschaffungamt, Berlin, ist zum Geheimen Regierungsrat ernannt worden.

3. Personalnotiz:

Betriebsingenieur Waldemar Heinrich, Lehrer für Aerodynamik und Flugzeugbau bei der Fea. Graudenz, ist in gleicher Eigenschaft zu einer Flugzeugmeisterei, Zweigstelle Liegnitz, versetzt.

4. Neuaufnahme:

Laut § 5 unserer Satzungen wurde in die Gesellschaft als ordentliches Mitglied aufgenommen:

Dipl.-Ingenieur K. Aug. Schreiber, Bev. Ingenieur der Flugzeugmeisterei, Bauaufsicht S. S. W. Siemensstadt-Berlin.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift

für

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Organ der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur ANSBERT VORREITER

Öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität Göttingen

Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
KÖNIG. S. D. INSPEKT. D. FLIEGER-TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. A. PRÖLL
HANNOVER

Dr.-Ing. SCHAFFRANJ
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU

A. BAUMANN
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART

Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr. N. JOKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITNER
BERLIN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DARMSTADT

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. SEPPELER
BERLIN

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPLO.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

H. BOYKOW
LWIENSCHIFF-LEUTNANT A. D. FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE

Dr.-Ing. O. STEINITZ
BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

29. September 1917.

Heft 17 und 18.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechanst. Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: Vorreiter Berlin-Steglitz.

INHALT:

Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen. Von A. Pröll, Hannover. S. 133.
Theorie der Flugzeugmodelle. Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader. S. 138.
Der „Hispano-Suiza“-Flugmotor. Von Ingenieur S. Hoffmann. (Mit Konstruktionszeichnungen Tafel VIII bis XI.) (Fortsetzung.) S. 141.

Aluminiumkolben für Verbrennungsmotoren. S. 142.
Patentschau. S. 143.
Bücher-Besprechungen. S. 143.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 144.

Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen.

Von A. Pröll, Hannover.

I.

Die Frage nach der zusammengesetzten Druck- und Biegefestigkeit von Fachwerkstäben hat besonders durch die Notwendigkeit, hochbeanspruchte Holme für Flugzeugtragflächen zu verwenden, praktische Bedeutung gewonnen. Es handelt sich dabei insbesondere darum, möglichst alle Vorteile auszunutzen, um bei genügender Sicherheit auch sehr leichte Konstruktionen zu bekommen.

Ein bisher noch wenig ausgenutzter Vorteil liegt nun zweifellos in der Querbelastung eines durch mehrere Felder durchgehenden Holmes, wodurch entlastende Momente an den Knoten und in den Feldern auftreten. Diese können dann unter Umständen eine Erhöhung der Knickfestigkeit dadurch zur Folge haben, daß nicht die unterste (Eulersche)

Knicklast $P_K = \pi^2 \frac{EJ}{l^2}$ als gefährlich in Frage kommt, sondern eine höhere, was also auf eine Verringerung der Knickungslänge hinauslaufen würde.

Über diese Verhältnisse, welche H. Reißner in einer nicht veröffentlichten Arbeit eingehenden qualitativen Erörterungen unterworfen hat, herrschen jedenfalls noch nicht genügend geklärte Anschauungen. In der Praxis findet man sogar vielfach eine recht radikale, wenn auch nicht immer

richtig begründete Rechnungsweise: es wird in solchen Fällen gelegentlich die Formel $P_K = \beta \pi^2 \frac{EJ}{l^2}$ benutzt und dabei β nach Gutdünken zwischen 1 und 2 gewählt, je nach der mehr oder minder wirksamen Entlastung durch die Knotenmomente.

Wie Reißner gezeigt hat, wird eine endgültige Lösung dieser Frage nur auf Grund von Betrachtungen der genauen Biegelinie des geknickten Stabes möglich sein, bei der also der exakte Ausdruck für den Krümmungsradius an Stelle des üblichen $\frac{1}{\rho} = \left(\frac{d^2 y}{dx^2} \right)$ eingeführt werden muß. Die mathematischen Schwierigkeiten dieser Untersuchung sind sehr erheblich, wie schon aus der sehr ausführlichen Durcharbeitung des einfachsten Knickungsproblems in einem Buche von Saalschütz¹⁾ hervorgeht.

Wieviel auf solche Weise zu erreichen ist, soll an einer späteren Stelle gezeigt werden. Hier mögen aber ohne großen Aufwand an Rechnung einige praktische Folgerungen auf Grund einfacher Rechnungsgrundlagen gezogen werden.

Es handelt sich in der Praxis fast in allen Fällen und insbesondere bei der Bemessung der Flügelholme darum,

¹⁾ Saalschütz, Der belastete Stab. Vgl. auch Born. Stabilität der elastischen Linie (Dissert. Göttingen 1906).

Hilf Deinen Söhnen und Brüdern im Felde!
Zeichne Kriegsanzüge!

1*

Die Forderung des Tages: Zeig'ne Argegsanleibe!

die größten auftretenden Spannungen in den Querschnitten und zu diesem Zweck also zunächst sowohl die Knoten- als auch die größten Feldmomente zu bestimmen. Diese Aufgabe wird jetzt im wesentlichen durch zwei Formelsysteme geleistet, von denen das einfachere von Vianello¹⁾ herrührt, während das genauere Müller-Breslau²⁾ zu verdanken ist.

Ist q die Belastung (kg/cm) des Stabes (Holmes), $M_{x\max} = \frac{ql^2}{8}$

das größte Moment in der Mitte seiner freien Knicklänge l , nennt man ferner P_K die Eulersche Knicklast, welche sich nach der Formel

$$P_K = \frac{\pi^2 EJ}{l^2} \dots \dots \dots (1)$$

berechnet (E Elastizitätsmodul, J Querschnittsträgheitsmoment), so ist nach Vianellos erster Formel die größte Durchbiegung eines nur durch diese gleichförmige Querbelastung und eine zentrische Druckkraft P belasteten Stabes

$$f = \frac{M_{x\max}}{P_K - P} \dots \dots \dots (2)$$

und das wirklich in Berechnung zu ziehende Biegemoment am gefährdeten Querschnitt (Mitte des Stabes)

$$M_K = \frac{M_{x\max} P_K}{P_K - P} = \frac{M_{x\max} \mathcal{C}}{\mathcal{C} - 1} \dots \dots \dots (3)$$

Hierin bedeutet

$$\mathcal{C} = \frac{P_K}{P} \dots \dots \dots (4)$$

die sog. Knicksicherheit des Stabes.

Müller-Breslau leitet dagegen die allgemeinen Clapeyronschen Gleichungen für einen über mehrere Stützen gehenden biegungssteifen Stab ab und bestimmt insbesondere die Größe der Knoten- und Feldmomente auf Grund der Differentialgleichung für die elastische Linie eines quer und längs beanspruchten Stabes auf zwei Stützen A und B , an denen noch bekannte Spannungsmomente M_A und M_B wirken (Fig. 1).

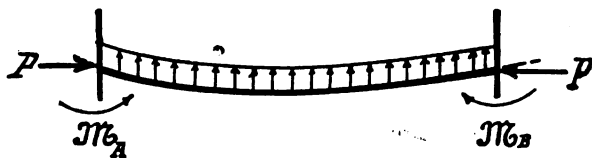


Fig. 1.

Die Müller-Breslauschen Formeln eignen sich sehr gut zur Berechnung der eingangs erwähnten Spannungen, sie erlauben aber nicht ohne weiteres Schlüsse zu ziehen auf eine etwaige Vergrößerung der kritischen Knicklast.

Eine solche Untersuchung ist aber mit Hilfe einer Erweiterung der Vianelloschen Formeln leicht durchführbar. Zu diesem Zwecke vereinfachen wir zunächst das Problem der Fig. 1 und knüpfen dabei an einem speziellen, aber im Flugzeugbau bei sog. „Einstieligen“ Tragflächen oft vorkommenden Fall an (Fig. 2).

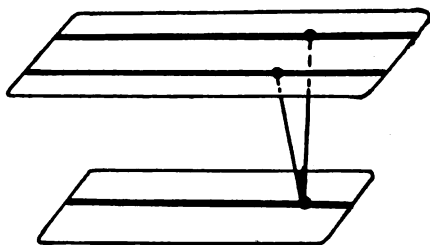


Fig. 2.

¹⁾ Vianello, Der Eisenbau. Deutsch von Stumpf. Seite 40 (ohne Beweis). Die einfachste Ableitung der Formel (2) findet sich in einem kurzen Aufsatz von Prof. Kayser, Zentralblatt d. Bauverw. 1910, S. 304. — ²⁾ Müller-Breslau, Graph. Statik der Baukonstruktionen, Bd. II, S. 286.

Der Holm ist als zweimal gelenkig gelagerter Balken mit überhängendem Kragarm anzusehen. Er wird auf Biegung durch die Rippen-(Flächen-)belastung beansprucht und ist außerdem einer mehr oder weniger großen Axialkraft (Zug oder Druck) unterworfen, die vom statischen Aufbau herrührt und die bei Druck meist als gefährliche Knickbelastung aufzutreten pflegt.

Wir betrachten im folgenden nur diese letztere Belastungsart, die für den Holm durch Fig. 3 näher gekennzeichnet ist.

Es handelt sich nun darum, für die vorgeschriebene Höchstbelastung die zulässig kleinsten Holmabmessungen zu bekommen, wobei offensichtlich das entlastende Moment des Kragarmes einen wichtigen Einfluß ausüben wird.

Wir leiten zu diesem Zweck die Vianellosche Formel für einen passenden Belastungsfall ab, der wiederum durch Fig. 3 dargestellt sein möge: ein entlastendes Moment M_B (herrührend von einem überhängenden Kragarm od. dgl.) wirke bei B .

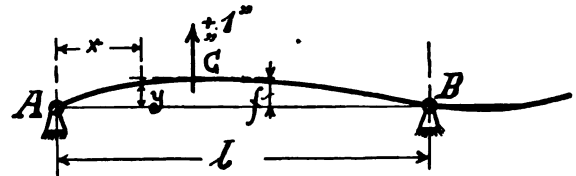


Fig. 3.

Es entsteht das Feldmoment an der Stelle x

$$M_x = Py + \frac{qx}{2}(l-x) - M_B \frac{x}{l} \dots \dots \dots (5)$$

Dann können wir die Durchbiegung f an der Stelle der tiefsten Einsenkung aus der Gleichung finden

$$f = \frac{1}{EJ} \int_0^l M_x M' dx \dots \dots \dots (6)$$

wobei eine Last $\ast x \ast$ an der Stelle der tiefsten Einsenkung vertikal wirkend gedacht wird, welche ihrerseits das Moment M' zur Folge hat.

Zur Ermittlung von M_x müssen wir jetzt wegen des Gliedes Py eine Annahme über die Form der Biegelinie machen. Es genügt dazu die einfachste, wenn sie nur die Durchsenkung f an der richtigen Stelle liefert und im übrigen eine stetige Kurve gibt, denn es läßt sich zeigen, daß die eigentliche Form der Knickungslinie nur von geringem Einfluß auf die Gleichung (6) ist.

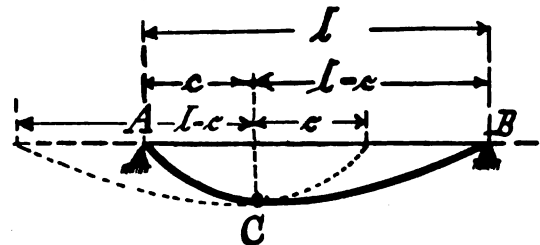


Fig. 4.

Zu diesem Zweck setzen wir die Biegelinie aus zwei Parabeln (Fig. 4) zusammen, die im tiefsten Punkte C (mit $x = c$, $y = f$) stetig ineinander übergehen. Die erste Parabel hat die Gleichung

$$y_1 = \frac{fx}{c^2}(2c-x) \dots \dots \dots (7)^1$$

¹⁾ Von rein theoretischem Standpunkt aus möchte diese Verbindung zweier Parabeln, bei denen im Scheitel ein un stetiger Übergang des Krümmungsmaßes auftritt, Bedenken erregen, und das scheinbar um so mehr, als doch das Biegemoment mit dem Krümmungsmaß in so naher Beziehung steht. Es zeigt sich jedoch praktisch, daß tatsächlich die genaue Form der Biegelinie nur von sehr geringem Einfluß auf die weiterhin hier verwendeten Gleichungen ist [Gl. (5) u. folgende]. Näheres darüber weiter unten. Außerdem wird sich zeigen, daß der tiefste Punkt stets nur wenig aus der Mitte rückt, wobei dann der Unterschied der beiden Parabeln in bezug auf ihre Scheitelkrümmung gering bleibt und praktisch durchaus bedeutungslos wird.

und geht durch $x = 0, y = 0$ (Auflager A), ihr Scheitel liegt im tiefsten Punkte. Die zweite dagegen

$$y_2 = \frac{f(l-x)}{(l-c)^2} (x+l-2c) \dots (8)$$

hat ebenfalls den Scheitel in C und geht durch das Auflager B ($x = l, y = 0$).

Wir erhalten weiter, indem wir die Last $\bullet + 1 \bullet$ im Punkte C wirkend annehmen für M' , in den beiden Feldern die Momente

$$\left. \begin{aligned} \text{In AC } M_1' &= \frac{l-c}{l} x \\ \text{In CB } M_2' &= \frac{c}{l} (l-x) \end{aligned} \right\} \dots (9)$$

und bekommen jetzt für Gleichung 6

$$f = \frac{l-c}{lEJ} \int_0^c \left(Py_1 + \frac{qx}{2}(l-x) - M_B \frac{x}{l} \right) x dx + \frac{c}{lEJ} \int_c^l \left(Py_2 + \frac{qx(l-x)}{2} - M_B \frac{x}{l} \right) (l-x) dx \quad (10)$$

Bei der zwar etwas umständlichen, aber unschwierigen Berechnung der Integrale empfiehlt es sich weiter

$$c = nl \dots (11)$$

zu setzen, wobei n stets kleiner als $\frac{1}{2}$ ist, weil der tiefste Punkt c links von der Mitte liegt.

Man erhält schließlich nach längerer Rechnung

$$f \left(EJ - \frac{5}{12} n(1-n) P l^2 \right) = \frac{q l^4}{24} n(1-2n^2+n^3) - \frac{M_B l^2}{6} n(1-n^2) \dots (12)$$

Hier können wir auf der linken Seite den Ausdruck

$$P_K = \frac{12}{5n(1-n)} \cdot \frac{EJ}{l^2} \dots (13)$$

als kritische Knicklast ansprechen und finden dann

$$f = \frac{\frac{q l^2}{10} (1+n-n^2) - \frac{2}{5} M_B (1+n)}{P_K - P} \dots (14)$$

In dem besonderen Falle $M_B = 0, n = \frac{1}{2}$ wird

$$f_0 = \frac{q l^2}{8} \text{ und } P_{K_0} = \frac{48}{5} \frac{EJ}{l^2} \approx \pi^2 \frac{EJ}{l^2} \quad (15)$$

Dies ist aber die Vianellosche Gleichung für die Durchbiegung und die gewöhnliche Eulersche Knickformel.

Von besonderem Interesse ist die Vergrößerung der Knicklast durch das Moment M_B , wie sie in der Gleichung (13) zum Ausdruck kommt. Da n infolge des Momentes stets kleiner als $\frac{1}{2}$ ist, wird

$$P_K > \frac{48}{5} \frac{EJ}{l^2} = P_{K_0}$$

Allerdings ist diese Vergrößerung verhältnismäßig sehr gering. Wird z. B. $n = \frac{1}{4}$ (was erst bei einem sehr großen entlastenden Moment eintritt), so wird

$$P_K = 12,8 \frac{EJ}{l^2} \dots (16)$$

Es ist also eine wesentliche Erhöhung der Knickungsbelastung durch das entlastende Moment nicht zu erwarten.

Da nun n selten stark von $\frac{1}{2}$ abweichen wird, so setzen wir

$$n = \frac{1}{2} - \epsilon \dots (17)$$

und erhalten aus Gleichung (14)

$$f = \frac{\frac{q l^2}{8} - \frac{3}{5} M_B}{P_K - P} - \epsilon \frac{\frac{q l^2}{10} \epsilon - \frac{2}{5} M_B}{P_K - P} \dots (18)$$

Wenn ϵ klein ist, kann in erster Annäherung das zweite Glied vernachlässigt werden, und man erhält mit

$$\frac{q l^2}{8} = M_{x \max} \dots (19)$$

$$f = \frac{M_{x \max} - \frac{3}{5} M_B}{P_K - P} \dots (20)$$

wodurch der Einfluß des entlastenden Momentes M_B auf die Durchbiegung deutlich zum Ausdruck kommt. (Für Überschlagrechnungen genügend genau.)

Das durch die Knickung wirklich entstehende Biegemoment an der tiefsten Stelle ergibt sich jetzt zu

$$M = \frac{P}{P_K - P} \left[M_{x \max} - \frac{3}{5} M_B - 0,8 \epsilon^2 M_{x \max} + 0,4 \epsilon M_B \right] + \frac{q l^2}{8} - \frac{\epsilon^2 q l^2}{2} - \frac{M_B}{2} + M_B \epsilon$$

oder

$$M = \frac{M_{x \max} \cdot \zeta}{\zeta - 1} - \frac{M_B \left(\frac{\zeta}{2} + \frac{1}{10} \right)}{\zeta - 1} - 4 \epsilon^2 \frac{M_{x \max} (\zeta - 0,8)}{\zeta - 1} + \epsilon M_B \frac{(\zeta - 0,6)}{\zeta - 1} \dots (21)$$

Das erste Glied stellt die bekannte Vianellosche Formel Gl. (3) für gleichmäßige Belastung eines auch auf Knickung beanspruchten Trägers dar.

Durch das Moment M_B wird eine Verringerung bewirkt, die hauptsächlich im zweiten Gliede zum Ausdruck kommt, da die Glieder mit ϵ oder gar ϵ^2 meist daneben vernachlässigt werden können.

Haben wir beispielsweise

$$\zeta = 1,5$$

$$M_{x \max} = 16000 \text{ kgcm}$$

$$M_B = 10000 \text{ kgcm}$$

so folgt

$$\epsilon = 0,038 \text{ (siehe unten)}$$

$$M_{\#} = 48000 - 17000 - 130 + 680 = 31550 \text{ kgcm.}$$

In den meisten Fällen genügt es wie hier, nur die beiden ersten Glieder in Betracht zu ziehen.

Vergleich mit den Formeln von Müller-Breslau.

Nach diesen ist die Stelle des größten Feldmomentes und dieses selbst gegeben durch die Gleichungen

$$\text{tg } \frac{c}{k} = \frac{\frac{D_2}{\sin a} - D_1 \cotg a}{D_1}, \quad M_{\max} = \frac{D_1}{\cos c/k} + q k^2,$$

wobei

$$k^2 = \frac{EJ}{P} = \zeta \frac{l^2}{\pi^2} \text{ und } a = \frac{l}{k} = \frac{\pi}{\sqrt{\zeta}}$$

$$D_1 = -q k^2 \quad D_2 = -q k^2 + M_B.$$

In unserm Beispiel ist

$$q = 1,635 \text{ kg/cm} \quad \left(\frac{q l^2}{8} = 16000 \right)$$

$$k = 109 \quad a = 2,56$$

$$\text{tg } \frac{c}{k} = 2,39 \quad D_1 = -19550,$$

daher

$$c = 128,5 \text{ cm} \quad M_{\max} = 31300 \text{ kgcm.}$$

Das größte Moment erweist sich somit in guter Übereinstimmung mit unserer obigen Rechnung, und auch der Ort der tiefsten Einsenkung — sofern er mit der Stelle des größten Momentes gleichgesetzt werden kann — entspricht annähernd unserer Berechnung. Aus c ergibt sich nämlich

$$\epsilon = \frac{l}{2} - \frac{c}{l} = \frac{11,5}{280} = 0,041 \text{ (gegenüber } 0,038 \text{ unserer Berechnung).}$$

Wer sein Vaterland liebt, zeichnet Kriegsanleihe!

Denk' an die Zeichnung der Kräfteanleiße!

Bestimmung von ϵ .

Wenn auch, wie wir eben an einem ohnehin schon in bezug auf ϵ groß gewählten Beispiel erkannten, die Errechnung von ϵ sich in den meisten Fällen erübrigen wird, sei eine solche dennoch hier kurz angegeben.

Wir berechnen aus den Gleichungen (7) und (8) die Tangenten an die elastische Linie in den Auflagerpunkten A und B und erhalten

$$\left. \begin{aligned} \left(\frac{dy_1}{dx}\right)_{x=0} &= \frac{2f}{c} = \frac{2fl}{2 - \epsilon} \\ \left(\frac{dy_2}{dx}\right)_{x=l} &= \frac{2f}{l-c} = \frac{2fl}{2 + \epsilon} \end{aligned} \right\} \dots (22)$$

Nun vergleichen wir diese Werte mit den Winkeln τ' und τ , die Müller-Breslau¹⁾ für dieses Beispiel an den Auflagerstellen gibt. Danach ist

$$\left. \begin{aligned} \tau' &= \left(\frac{dy_1}{dx}\right)_{x=0} = \frac{M_B v''}{Pl} - \frac{ql}{P} v''' \\ \tau &= \left(\frac{dy_2}{dx}\right)_{x=l} = \frac{M_B v'}{Pl} - \frac{ql}{P} v''' \end{aligned} \right\} \dots (23)$$

und man erhält durch Vergleichen und Subtrahieren der entsprechenden Gleichungen

$$\frac{1}{2 - \epsilon} - \frac{1}{2 + \epsilon} = \frac{2\epsilon}{4 - \epsilon^2} = \frac{1}{2Pf} M_B (v' - v'') \quad (24)$$

Falls ϵ^2 vernachlässigt werden kann, so folgt

$$\epsilon = \frac{M_B (v' - v'')}{16 Pf} \dots (25)$$

In dem vorhergehenden Beispiel war $P = 1800$, $P_K = 2700$ kg, $l = 280$ cm, $\alpha^2 = 6,55$, $v' = 4,87$, $v'' = 3,65$. Die Durchbiegung betrug nach der vereinfachten Formel 20 berechnet $\approx 11,1$ cm. Danach ist

$$\epsilon = 10000 \frac{1,22}{16 \cdot 1800 \cdot 11,1} = 0,038$$

d. h. der tiefste Punkt liegt 10,6 cm links von der Mitte.

Zu der Berechnung von ϵ sei jedoch ausdrücklich bemerkt, daß dessen genaue Festlegung sehr unsicher ist, und auch die Gleichung (25) soll nicht mehr als nur eine Abschätzung ermöglichen.

Im Gegensatz zur Berechnung von Durchbiegung und Moment ist für die Größe von ϵ die Form der Biegelinie von wesentlichem Einfluß. Schon geringe Unregelmäßigkeit in den Auflagerbedingungen oder auch in den Elastizitätseigenschaften des Stabes (auch lokaler Natur) verändern die Winkel τ und τ' und damit ϵ ziemlich stark.

Auf anderem Wege gelangt man zu einer Abschätzung von ϵ , indem man den Ort des größten Biegemomentes M_{max} aufsucht und diesen mit der Stelle der tiefsten Einsenkung gleichsetzt.

¹⁾ Müller-Breslau, Graph. Statik der Baukonstruktion II, 2. Seite 287. In seinen Formeln ist $M_A = 0$ sowie P statt S und l statt s einzusetzen. Die Feldbelastung q ist bei Müller-Breslau durch g bezeichnet. Weiter ist dort

$$v' = 1 - \frac{\alpha}{\text{tg } \alpha}, v'' = \frac{\alpha}{\sin \alpha} - 1.$$

Bei M.-B. wurde die Neigung der Endtangente an beiden Auflagern nach abwärts positiv angenommen. Daher wurde auch hier in der zweiten Gl. (22) $\left(\frac{dy_2}{dx}\right)_{x=l}$ positiv gemacht. In Gl. (23) ist q im Gegensatz zu M.-B. positiv eingeführt, da das Moment M_B positiv (entlastend) wirkt. Da nun $\frac{ql^2}{8}$ wegfällt, so bleibt dies ohne Belang.

Hierzu setzt man, da es sich um eine vereinfachte Rechnung handelt, in Gleichung (5)

$$y = \frac{4fx(l-x)}{P^2} \dots (7a)$$

also

$$M = \left(\frac{4Pf}{P^2} + q/2\right)(lx - x^2) - \frac{M_B x}{l} \dots (5a)$$

und erhält

$$\frac{dM}{dx} = \left(\frac{4Pf}{P^2} + q/2\right)(l - 2x_0) - \frac{M_B}{l} = 0,$$

woraus

$$x_0 = c = l/2 - \frac{M_B}{2l \left(\frac{4Pf}{P^2} + q/2\right)}$$

und

$$\epsilon = \frac{1}{2} - \frac{c}{l} = \frac{M_B}{8Pf + q l^2} \dots (25a)$$

Im Vergleich zu Gleichung (25) gibt diese Formel für geringe Querbelastung größere geschätzte Werte von ϵ , für große Querbelastung geringere. Wie angestellte Versuche zeigen, kommt dieser letzteren Formel die größere Zuverlässigkeit für die Schätzung zu, weil sie sich nicht auf die sehr empfindlichen Endtangente werte stützt.

Scheinbare Vergrößerung der Eulerschen Knicklast.

Für Überschlagrechnungen kann endlich in einfacher Annäherung eine Beziehung abgeleitet werden, wie sie zu Anfang dieses Aufsatzes als von Praktikern viel verwendet bezeichnet wurde. Hierzu formen wir Gleichung (21) um:

$$\begin{aligned} M &= \frac{M_{gmax} \mathcal{E}}{\mathcal{E} - 1} \left[1 - \frac{M_B}{M_{gmax}} \left(\frac{1}{2} + \frac{1}{10 \mathcal{E}} \right) \right] \\ &= \frac{M_{gmax} \mathcal{E}}{\mathcal{E} - 1} \lambda = \frac{M_{gmax} \mathcal{E}'}{\mathcal{E}' - 1} \dots (26) \end{aligned}$$

wobei die ϵ -Glieder weggelassen wurden und mit

$$\lambda = 1 - \frac{M_B}{M_{gmax}} \left(0,5 + \frac{0,1}{\mathcal{E}} \right) < 1 \dots (27)$$

Das Hinzutreten von λ erniedrigt das Moment M gegenüber der ursprünglichen Vianelloschen Formel und hat die gleiche Wirkung wie ein erhöhter Sicherheitsgrad \mathcal{E}' gegen Knickung.

Man findet

$$\mathcal{E}' = \frac{\lambda \mathcal{E}}{\lambda \mathcal{E} - \mathcal{E} + 1} = \mathcal{E} + \sigma \dots (28)$$

und

$$\sigma = \mathcal{E} \frac{(\mathcal{E} - 1)(1 - \lambda)}{1 - \mathcal{E}(1 - \lambda)} \dots (29)$$

Nun ist nach Gleichung (1) und (4) die Eulersche Knicklast

$$P_K = \frac{\pi^2 EJ}{l^2} = P \mathcal{E} \dots (30)$$

Analog kann man jetzt von einer scheinbar vergrößerten Knicklast sprechen

$$P_{K'} = \beta \pi^2 \frac{EJ}{l^2} = P_K \frac{\mathcal{E}'}{\mathcal{E}} \dots (31)$$

und es ist der Faktor β gegeben durch

$$\begin{aligned} \beta &= \frac{\mathcal{E}'}{\mathcal{E}} = 1 + \frac{\sigma}{\mathcal{E}} = \left(1 + \frac{(\mathcal{E} - 1)(1 - \lambda)}{1 - \mathcal{E}(1 - \lambda)} \right) \\ &= 1 + \frac{(\mathcal{E} - 1)(0,5 + 0,1/\mathcal{E}) M_B}{M_{gmax} - M_B (0,5 + 0,1/\mathcal{E})} \dots (32) \end{aligned}$$

Dies ist der Faktor, der in den eingangs erwähnten praktischen Rechnungen die Vergrößerung der Knicklast angibt. In unserem Beispiel haben wir

$$\mathcal{E} = 1,5 \quad \lambda = 1 - \frac{10000}{16000} (0,5 + 0,067) = 0,646$$

somit

$$\beta = 1 + \frac{0,5 \cdot 0,354}{1 - 1,5 \cdot 0,354} = 1,38.$$

Die scheinbar vergrößerte Knicklast ist dann

$$P_{K'} = 1,38 \pi^2 \frac{EJ}{l^2}$$

Zu dieser Art der Berechnung ist zusammenfassend folgendes zu bemerken:

1. Bei Querbelastung eines auf Knickung beanspruchten Stabes kann für Überschlagrechnungen das Moment nach der ursprünglichen Vianelloschen Formel berechnet und dabei etwaigen entlastenden Momenten durch scheinbare Vergrößerung der Eulerschen Knicklast Rechnung getragen werden, die nach Formel (31) und (32) zu berechnen ist.

2. Die scheinbar vergrößerte Knicklast darf nur für die Berechnung der Momente und Spannungen benutzt werden, nicht aber etwa dazu, daß die Druckbelastung bis in die Nähe oder gar über die wirkliche Knicklast gesteigert werde.

3. Die nach Gleichung (13) und (16) eintretende Erhöhung der Knicklast ist im allgemeinen äußerst gering und kann fast in allen Fällen außer Betracht bleiben.¹⁾

Einfluß der Form der Biegungslinie.

Bei Verwendung von zwei Sinuskurven an Stelle der Parabeln (Fig. 4) erhält man ganz analoge und in den Ergebnissen wenig von den obigen abweichende Formeln, die nachstehend angegeben sind und mit den entsprechenden für die Parabeln verglichen werden können.

$$\left. \begin{aligned} \text{Sinuskurve I Ast } \gamma_1 &= f \sin \frac{\pi x}{2c} \\ \text{II Ast } \gamma_2 &= f \sin \frac{\pi(l-x)}{2(l-c)} \end{aligned} \right\} \dots (8a)$$

Kritische Knicklast:

$$P_K = \frac{\pi^2}{4n(1-n)} \cdot \frac{EJ}{l^2} \dots (13a)$$

z. B. für $n = 1/2$ ist

$$P_K = 13,2 \frac{EJ}{l^2} \dots (16a)$$

Durchbiegung:

$$f = \frac{5\pi^2}{384} \frac{q l^2 - \frac{\pi^2}{16} M_B}{P_K - P} + \varepsilon \frac{\frac{\pi^2}{24} M_B - \frac{\pi^2}{96} q l^2 \varepsilon}{P_K - P} \dots (18a)$$

(angenähert für kleines ε):

$$f = \frac{q l^2}{7,8} - 0,615 \frac{M_B}{P_K - P} = 1,03 \frac{q l^2 - \frac{3}{5} M_B}{P_K - P} \dots (20a)$$

Moment. Eine Änderung ist nur im ersten Gliede merklich:

$$M = \frac{M_{x \max} (\zeta + 0,03)}{\zeta - 1} - \frac{M_B \left(\frac{\zeta}{2} + 0,095 \right)}{\zeta - 1} - 4 \varepsilon^2 \frac{M_{x \max} (\zeta - 0,794)}{\zeta - 1} + \varepsilon M_B \frac{(\zeta - 0,588)}{\zeta - 1} \dots (21a)$$

In dem Beispiel auf S. 136 ändert sich damit das Moment in 32380, also nur unwesentlich (ca. 2,5% höher).

Größer ist dagegen der Einfluß der Form der Biegungslinie auf die Berechnung von ε . Hier findet man in gleicher Weise, wie es für die Parabel durchgeführt wurde:

$$\varepsilon = \frac{M_B (v' - v'')}{4 \pi P f} \dots (25b)$$

also einen im Verhältnis $\frac{4}{\pi} = 1,27$ größeren Wert.

Die zweite Art der Abschätzung von ε (vgl. S. 136) führt mit einer einfachen durchgehenden Sinuskurve

$$v = f \sin \frac{\pi x}{l} \dots (7b)$$

¹⁾ Bei Untersuchung des Knickungsproblems nach der genauen Differentialgleichung für die elastische Linie ergibt sich, wie bekannt, eine »Knicklast«, die größer als P_{K0} ist und mit der Durchbiegung wächst. — Es genügt hiezu in allen Fällen ein von Professor Lorenz angegebener einfacherer Ansatz (Lorenz, Technische Elastizitätslehre S. 317), der sich auch auf unsere Aufgabe leicht anwenden, im übrigen aber ebenfalls eine nur sehr geringe Erhöhung der Knicklast erkennen läßt. Allerdings hat diese letztere andere Ursachen als die vorstehend errechnete Vergrößerung von P_K , welche lediglich eine Folge der angenommenen unsymmetrischen Biegungslinie ist.

als Rechnungsgrundlage auf

$$\varepsilon = \frac{M_B}{\pi^2 P f + q l^2} \approx \frac{M_B}{10 P f + q l^2} \dots (25c)$$

wenn man dabei

$$\cos \frac{\pi x}{l} = \sin \left(\frac{\pi}{2} - \frac{\pi x}{l} \right) \approx \frac{\pi}{2} \left(1 - \frac{2x}{l} \right)$$

setzt für

$$x_0 = c \approx l/2,^1)$$

Vergleicht man ziffernmäßig die vier verschiedenen Formeln für ε an Hand unseres Beispiels, so hat man:

ε			
Parabel		Sinuskurven	
nach Gl. 25	nach Gl. 25a	nach Gl. 25b	nach Gl. 25c
0,038	0,0348	0,0484	0,0305

Auch hiernach ist zu erkennen, daß die zweite Art der Schätzung von ε (Gleichung (25a) und (25c)) besser übereinstimmende Resultate ergibt.

Versuche.

Zur Prüfung der in diesem Aufsatz gegebenen Formeln wurde ein Holzstab von rechteckigem Querschnitt (2,4 · 0,4 cm, $J = 0,0128 \text{ cm}^4$) in einer Länge von 100 cm axialem Drucke P ausgesetzt und überdies durch gleiche Gewichte in gleichen Abständen belastet. Das überkragende Ende war mit 0,4 kg in verschiedenen Abständen belastet. Die Beweglichkeit der Auflager war sehr gut, störende Reibungseinflüsse wurden durch leichte Erschütterungen um die jeweiligen Gleichgewichtslagen eliminiert.

Durch Biegungsversuche war ein mittlerer Elastizitätsmodul

$$152000 \text{ kg/cm}^2$$

festgestellt worden, wonach die Eulersche Knicklast zu $P_{K0} = 1,90 \text{ kg}$ berechnet werden konnte. In der nachstehenden Zahlentafel wurde jeweils die vergrößerte Knicklast nach Gleichung (13a) verwendet.

Bei den Versuchen betrug das größte Moment zufolge der Querbelastung (+ Eigengewicht) $M_{\max} = \frac{q l^2}{8} = 7,52 \text{ kgcm}$.

Um von unvermeidlichen Fehlern in der Bemessung des Elastizitätsmoduls und der Knicklast unabhängig zu sein (weil dadurch der Nenner $P_K - P$ sehr stark beeinflusst wird), wurde das Verhältnis der Biegungspfeile f (mit entlastendem Moment) und f_0 (ohne dieses) berechnet und mit der Beobachtung verglichen.

Außerdem wurde noch ε berechnet nach Gleichung (25) und (25a) und gemessen. Es ist nach Gleichung (18)

$$\frac{f}{f_0} = 1 - \frac{3/5 M_B}{M_{x \max}} - 0,8 \varepsilon^2 + \frac{2/5 M_B \varepsilon}{M_{x \max}} = 1 - 0,8 \varepsilon^2 - \frac{M_B}{M_{x \max}} (0,6 - 0,4 \varepsilon) \approx 1 - \zeta \left(\frac{M_B}{M_{x \max}} \right) \dots (33)$$

Es wurde gefunden:

P	P _K	ζ	M _{x max} = q l ² / 8	M _B	ε		f (cm)		f ₀ (cm)		ζ		
					berechnet nach Gl. 25)	25a)	beobacht.	berechn.	beobacht.	berechn.	beobacht.	berechn. (Gl. 33)	beobacht.
0,8	1,94	2,43	7,52	6,4	0,076	0,079	0,06	3,23	3,4	7,15	7,0	0,569	0,57
1,2	2,11	1,76	7,52	11,2	0,55	0,163	0,15	0,88	0,87	10,7	8,5	0,54	0,59

¹⁾ Wenn also $\frac{\pi x}{l}$ nahe an 90° liegt.

**Denk' an die Zukunft Deiner Kinder!
Zeichne Kriegsanleihe!**

Zeichne Kriegsanleihe und sorge, daß Deine Freunde das Gleiche tun.

Die Verwendbarkeit unserer Formel für das Verhältnis der größten Durchbiegungen mit und ohne entlastendem Moment ist daraus zu ersehen.

Dagegen ist der Wert von ϵ nach Formel (25) für die höhere Axialbelastung durchaus nicht in Übereinstimmung mit der Berechnung. In der Tat sind schon die Tangentenneigungen nach den Müller-Breslauschen Formeln wesentlich verschieden von den beobachteten, was vermutlich auch in einer Änderung des Elastizitätsmoduls (für die Knickung) seinen Grund haben dürfte.¹⁾

Diese Beobachtung steht im Einklang mit dem oben hinsichtlich der Bestimmung von ϵ Gesagten. Für geringe Knick-sicherheit ist die Schätzung von ϵ nach Gleichung (25a) entschieden vorzuziehen.

Versuche mit einem kastenförmigen Holm.²⁾

Ein Flügelholm von den im Beispiel auf S. 136 angegebenen Abmessungen wurde gleichzeitig gedrückt und durch angehängte Sandsäcke gebogen; er zeigte dabei folgende bemerkenswerte Ergebnisse.

$P_K = 2700 \text{ kg}$		$P = 625 \text{ kg}$		$\epsilon = 4,3$					
P	$M_{\text{zmax}} = \frac{ql^2}{8}$	M_B	ε berech- net		ε beob- achtet	f be- rechn.	f beob- achtet	berechnet	
			Form. 25	Form. 25a				M_{max}	σ_{max}
625	11 000	9120	0,114	0,09	0,10	2,7	2,5	8140	183 kg/cm ²

Beanspruchung durch das Moment $M_B: 212 \text{ kg/cm}^2$

Zusammenfassung.

Aufstellung von einfachen Formeln für die Berechnung von Durchbiegung, kritischer Knicklast und Maximalmoment eines auf Biegung und Knickung beanspruchten Holmes bei gleichzeitiger Wirkung entlastender Momente. Vergleich mit den Formeln von Müller-Breslau. Einfluß der Form der Biegunslinie. Versuchsbeispiele.

Theorie der Flugzeugmodelle.

Von Dr.-Ing. Hans Georg Bader.

Die allgemeine Unsicherheit, der man hinsichtlich der Durchführung und Einschätzung von Modellversuchen begegnet, rührt her von dem geringen Gewicht, das denselben auf den Gebieten hochentwickelter Technik beigelegt wird. Die Flugtechnik jedoch, für die rechnerische Grundlagen noch vor kurzem durchaus fehlten, ist vorläufig angewiesen, wenn irgend möglich, Modellversuche in größtem Umfange auszuführen und soweit zulässig auszuwerten. Man kann so nicht allein die beträchtlichen Kosten eines Verfahrens im großen meinen, sondern erspart sich auch höchst umfangreiche Rechnungen, deren Zuverlässigkeit vorläufig oft zweifelhaft ist. Dies gilt nicht nur hinsichtlich der flugtechnischen Eigenschaften, sondern auch hinsichtlich der Festigkeit. Wir werden sehen, daß man zur Prüfung eines Flugzeugentwurfs zweier verschiedener Modelle bedarf, um in beiden Richtungen — Festigkeit und Stabilität — Urteile zu gewinnen. Es ist Aufgabe der folgenden Arbeit, darzulegen, wie diese beiden Modelle zu gestalten sind, in welcher Weise man die Versuche auszuwerten hat und welcher Ähnlichkeitsgrad ihnen zuzusprechen ist, denn mechanische Ähnlichkeit des Modellversuchs mit dem darzustellenden Vorgang ist Bedingung seines Werts überhaupt. Der Begriff der

¹⁾ Vergl. dazu die bekannte Arbeit von v. Kármán »Untersuchungen über Knickfestigkeit«. (Forschungsarbeiten des Ver. d. Ing. Heft 81.)

²⁾ Diese letzteren Versuche wurden von der Hannover-schen Waggonfabrik A.-G. aus ihrem reichen Versuchsmaterial in dankenswerter Weise zur Verfügung gestellt.

mechanischen Ähnlichkeit leitet sich her von dem Begriff der Ähnlichkeit schlechtweg, die eine Unveränderlichkeit geometrischer Proportionen bedeutet. Es ist jedoch unmittelbar ersichtlich, daß geometrische Ähnlichkeit, obwohl bedingte Voraussetzung der mechanischen, diese nicht einschließt. Denn die Mechanik verfügt über drei inkommensurable Dimensionen: Kraft und Zeit sind der Länge unvergleichbar. Mit andern Worten, die Theorie der Modelle muß, um einen Modellversuch mechanisch ähnlich gestalten und mechanisch richtig deuten zu können, ebenso wie jedes Maßsystem für drei der Art nach verschiedene Dimensionen Grundeinheiten anzunehmen hat, drei bestimmte Verhältniszahlen, die auseinander nicht abgeleitet werden können, angeben.

Wie die Mechanik alle Größen auf drei Maßeinheiten, das Kilogramm, das Meter und die Sekunde bezieht, so sind von der Theorie der Modelle drei Verhältniszahlen anzugeben: für Kräfte, Längen, Zeiten. Wir nennen das Verhältnis »ähnlicher« Kräfte K , »ähnlicher« Längen (Maßstab des Modells in Bruchteilen der natürlichen Größe) L und das Verhältnis »ähnlicher« Zeiten T . Als ähnliche Kräfte sind etwa Eigengewichte oder Belastungen von Original und Modell, als ähnliche Zeiten Schwingungs- oder Halbwertszeiten anzusprechen, wobei wie für den Modellmaßstab L auch für K und T das Flugzeug jeweils den Nenner und das Modell den Zähler liefert. Im allgemeinsten Fall hat man so, um eine eindeutige Beziehung zwischen K, L, T zu erhalten, drei Gleichungen zu fordern.

Diese Gleichungen werden geliefert von Größe und Dimension derjenigen Material- bzw. Feldkonstanten, welche den Prozeß bestimmen. Es ist lediglich die Dimension der physikalischen Größe mit den Verhältniszahlen K, L, T anzuschreiben und dem Verhältnis ihrer skalaren Beträge für Modell und Original gleichzusetzen¹⁾. Die drei Gleichungen nehmen also im allgemeinsten Fall die Form

$$K^x \cdot L^y \cdot T^z = c$$

an, aus denen der Reihe nach durch Potenzierungen und Eliminationen K, L, T leicht ermittelt werden können.

Um von einem einfachen Fall auszugehen, betrachten wir zunächst einen ruhenden, also von der Zeit unabhängigen Gleichgewichtszustand. Dann vereinfacht sich das Gleichungssystem der Ähnlichkeitsbedingungen zu zwei Gleichungen mit den beiden Unbekannten K und L . Sollen also etwa die Formänderungen einer Flugzeugzelle für verschiedene Belastungsfälle durch Modellversuche bestimmt werden, so wird die Beziehung zwischen Längen und Kräften bestimmt durch Elastizität und spez. Gewicht der bei Modell und Original verwendeten Baustoffe. Der Elastizitätsmodul hat die Dimension Kraft: Länge², das spez. Gewicht dagegen Gewicht: Länge³, also wird hier:

$$K \cdot L^{-2} = c_1 \dots \dots \dots (1)$$

$$K \cdot L^{-3} = c_2 \dots \dots \dots (2)$$

Vollkommene Ähnlichkeit läßt sich also bei Berücksichtigung des Eigengewichts und Verwendung gleichen Materials für Modell und Original ($c_1 = 1; c_2 = 1$) nicht verwirklichen. Bei Verwendung verschiedenen Materials ist der Modellmaßstab bestimmt.

$$L = c_1/c_2 \dots \dots \dots (3)$$

Für die praktische Anwendung ist allerdings mit dieser Regel kein rechter Gewinn zu erzielen, wie folgendes Beispiel zeigt: Würde man beispielsweise beim Modell durchweg Eichenholz und beim Original durchweg Stahl verwenden, so wäre das Verhältnis der Elastizitätsmoduln $c_1 \cong \frac{1,2 \cdot 10^6}{22 \cdot 10^5} = 0,055$ und das Verhältnis der spezifischen Gewichte $c_2 = \frac{700}{7800} = 0,09$ und damit

$$L = 0,6$$

¹⁾ Diese Gesetzmäßigkeit entspricht lediglich der Forderung, daß jedes Glied bei der mathematischen Darstellung eines mechanischen Prozesses gleiche physikalische Dimensionen aufweise. Es ist nicht, wie allgemein (vgl. Föppl, Vorlesungen über technische Mechanik IV, S. 313) angenommen wird, notwendig, die Differentialgleichung des Vorganges anzuschreiben, der mit dem Modell nachgeahmt oder vorgebildet werden soll.

und

$$K = c_1 \cdot L^2 = 0,055 \cdot 0,36 = 0,02.$$

Bei Ausführung des Modells in etwa $\frac{2}{3}$ der natürlichen Größe und Belastung desselben mit etwa $\frac{1}{50}$ der Kräfte, die am Original wirken, ist in diesem Fall vollkommene Ähnlichkeit verbürgt. Die Verspannungen des Modells, die natürlich nicht aus Holz hergestellt werden können, müssen, da ihr spez. Gewicht unwesentlich ist, wenigstens Gl. (1) erfüllen, also Querschnitte gemäß:

$$L^2 = K = 0,02$$

aufweisen, da c_1 wegen der Materialgleichheit gleich Eins wird. Die Draht- bzw. Kabeldurchmesser müssen also mit $\sqrt{0,02} = 0,14$ gegenüber dem Original verkleinert werden. Man sieht, daß sich die vollkommene Ähnlichkeit doch nicht streng durchführen läßt und daß es aussichtsreicher ist, das Modell unter Verzicht auf die genaue Ähnlichkeit in bezug auf die Eigengewichte, geometrisch ähnlich mit gleichen Materialien auszuführen. Man gewinnt dann die Möglichkeit, den Maßstab völlig frei zu wählen, und hat nur das Eigengewicht der Modellzelle, das sowieso nur einen Bruchteil der Lasten ausmacht, durch Zusatzkräfte zu steigern. Denn während das Eigengewicht gemäß Gl. (1) mit L^2 abnehmen sollte, sinkt es tatsächlich mit L^3 und muß mit $1/L$ durch richtig verteilte Zusatzgewichte vergrößert werden, um diese Formänderung ähnlich zu gestalten. So nimmt z. B. für ein Modell von ein Zehntel natürlicher Größe das Eigengewicht bei gleichen spez. Gewichten auf ein Tausendstel ab, während es gemäß der Forderung gleicher spez. Belastungen ein Hundertstel betragen sollte. Die Vertikalkomponenten der Luftkräfte, die beim Modellversuch am zweckmäßigsten durch Anhängen von Gewichten an die auf dem Rücken liegende Zelle vertreten werden, sind danach entsprechend der Verteilung des Eigengewichts um dessen 11fachen Wert zu verkleinern. Bis auf diese Korrektur haben die Lasten gemäß

$$K = L^2 \cdot c_1, \text{ da } c_1 = 1,$$

ein Hundertstel zu betragen. Oder umgekehrt sind Querschnitte bei Verwendung anderen Materials gemäß

$$L^2 = K/c_1$$

zu dimensionieren, worin K das tatsächliche Belastungsverhältnis, also hier 0,01 ist. Werden beim Modell etwa statt Kabeln Drähte eingeführt, so ist das Verhältnis der Elastizitätsmoduln von Draht und Kabel $c_1 = \frac{22 \cdot 10^5}{12,9 \cdot 10^5} = 1,7$ und mit dem tatsächlichen Belastungsverhältnis $K = 0,01$ wird das Verhältnis der Durchmesser

$$L = (K/c_1)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{0,01}{1,7}\right)^{\frac{1}{2}} = 0,076;$$

d. h., wie entsprechend der höheren Festigkeit zu erwarten, kleiner, als der geometrischen Ähnlichkeit entspricht.

Alles in allem zeigt schon diese einfache Betrachtung eines ruhenden Gleichgewichtszustandes, daß die Forderung geometrischer Ähnlichkeit durchaus nicht unbedingt zu stellen ist, sondern vielfach wichtigeren Forderungen der mechanischen Ähnlichkeit weichen muß.

In gleichem Maße gilt das von dem dynamischen Modellversuch, sei es, daß es sich um Schwingungen des ganzen Systems im Raume oder um Schwingungen innerhalb des Systems handelt. Es ist klar, daß dann Zeiten, Geschwindigkeiten, Beschleunigungen in bestimmten einfachen Verhältnissen bei Modell und Original stehen müssen. Für diese Prozesse liefert, da sie sich dem Einfluß der Gravitation, d. h. der Massenanziehung der Erde, nicht entziehen lassen, die unveränderliche Erdbeschleunigung die Ähnlichkeitsbedingung. Da die Dimension einer Beschleunigung Länge: Zeit² ist, wird

$$L \cdot T^{-2} = 1 \dots T = L^{\frac{1}{2}} \dots L \cdot T^{-1} = L^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

Hieraus folgt, daß sich Zeiten (Schwingungsdauer, Halbwertszeit) und Geschwindigkeiten mit der Wurzel des Modellverhältnisses ändern müssen.

Sollen etwa die Schwingungen, die die unausgeglichenen Massenkräfte des Motors bzw. leichte Exzentrizität des Propellerschwerpunkts hervorbringen, untersucht werden, so hat man an dem geometrisch möglichst ähnlich mit möglichst gleichen Materialien nachgebildeten Modell durch gleichförmige Verteilung und Befestigung von Zusatzgewichten die Gewichte aller Teile des Modells, ohne dessen Formänderungsfähigkeit zu beeinträchtigen, im Verhältnis Original zu Modell zu vergrößern. Dann ist das Modell in der Symmetrieebene zu lagern und dem Auflager eine kleine Vertikalschwingung zu erteilen mit einer Frequenz gleich der mit der Wurzel des Modellverhältnisses verminderten Drehzahl des Motors. Hat der Flugzeugmotor z. B. 1400 Umdr./min und das Modell ein Neuntel natürlicher Größe, so ist dieses mit $1400/\sqrt{9} = 47$ Impulsen i. d. Minute zu schütteln. Die Stärke der Impulse ist dabei unwesentlich. Denn vor allem handelt es sich darum, festzustellen, ob die Eigenschwingungszahl des Systems im einfachen Verhältnis zur Drehzahl des Motors steht. In diesem Fall, d. h. wenn Resonanz eintritt, treten schon bei verschwindend kleinen Impulsen Überbeanspruchungen auf. Findet man beim Modellversuch, daß Resonanz zu befürchten ist, so wird man rechtzeitig beim Flugzeug durch andere Teilung der Felder des Fachwerks diese Gefahrenquelle meiden können.

Die Ähnlichkeitsbedingungen

$$K \cdot L^{-3} = c_2 \dots \dots \dots (2)$$

$$L \cdot T^{-2} = 1 \dots \dots \dots (3)$$

gelten ohne weiteres auch für Stabilitätsuntersuchungen, denn die Widerstandskräfte, die Flüssigkeiten auf bewegte Körper äußern, sind in jedem Fall proportional dem spez. Gewicht der Flüssigkeit, was schon in der allgemeinen Formel für den Luftwiderstand zum Ausdruck kommt. Es ist indessen längst aus der Hydrodynamik bekannt, daß unter der Voraussetzung stetigen Strömungsverlaufs ruhende Flüssigkeiten auf einen bewegten Körper oder, was auf dasselbe hinauskommt, bewegte Flüssigkeiten auf ruhende Körper keine Kräfte, sondern nur Kraftpaare zu äußern vermögen, wenn ihre innere Reibung verschwindend klein ist. Die tatsächlich auftretenden Widerstandskräfte lassen also auf unстetigen Strömungsverlauf schließen und verbieten, da andere Voraussetzungen zur Erklärung der Unstetigkeit nicht zulangen, eine unmittelbare Vernachlässigung der Zähigkeit. Diese wird definiert als die Schubspannung ($K \cdot L^{-2}$) auf die Einheit des zur Strömung winkelrechten Geschwindigkeitsgefälles ($L \cdot T^{-1}/L = T^{-1}$) und liefert somit eine für den Prozeß maßgebende dritte Dimensionsgleichung

$$K \cdot L^{-2} \cdot T = c_3 \dots \dots \dots (4)$$

dividiert man (4) durch (2), so ergibt sich

$$L \cdot T = \frac{c_3}{c_2} \dots \dots \dots (5)$$

Beiden Gleichungen (3) und (5)

$$T = L^{\frac{1}{2}} \dots \dots \dots (3b)$$

$$T = L^{-1} \cdot \frac{c_3}{c_2} \dots \dots \dots (5b)$$

kann bei Ausführung des Modellversuchs im gleichen Medium (Luft) unmöglich genügt werden ($c_3 = 1$; $c_2 = 1$).

Man muß also entweder auf die willkürliche Wahl des Modellverhältnisses verzichten, indem man den Modellversuch in einem Medium mit geringerer kinematischer Zähigkeit (definiert als das Verhältnis der Zähigkeit zur Dichte) unternimmt, oder man muß sich darüber ausweisen, daß es statthaft sei, die Ähnlichkeitsforderung der Zähigkeit wegen ihres geringen Einflusses auf den Prozeß abzulehnen.

Nehmen wir eine andere Flüssigkeit als Medium für den Modellversuch, so erhalten wir vollkommene Ähnlichkeit gemäß den Zeitgleichungen (3b) und (5b) für ein Modellverhältnis:

**Vernunft — Vorteil — Vaterlandsliebe
gebieten Dir: Zeichne Kriegsanleihe!**

**Die Zeichnung zur Kriegsleihe ist das
öffentliche Dankgebet des deutschen Volkes.**

$$L^{\frac{1}{2}} = L^{-1} \cdot \frac{c_3}{c_2} \quad (6)$$

$$L = \left(\frac{c_3}{c_2} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (6b)$$

Hierin ist c_3 , wie bekannt, das Verhältnis der spez. Gewichte, und c_2 der Zähigkeiten; also c_3/c_2 das Verhältnis der kinematischen Zähigkeiten. Diese beträgt

$$\begin{aligned} \text{für Luft bei } 15^0 \text{ und } 1 \text{ at} &= 15,1 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2\text{sk}^{-1} \\ \text{und } \text{Wasser } \text{ bei } 15^0 &= 1,14 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2\text{sk}^{-1}. \end{aligned}$$

Bei Ausführung des Modellversuchs in Wasser muß der Modellmaßstab also $L = 1 : 5,6$ betragen. Die Geschwindigkeit des Modells ist dann für 28 m/s Flugzeuggeschwindigkeit $28 : \sqrt{5,6} = 11,8$ m/s, entsprechend einem Gewichtsverhältnis nach Gleichung (3)

$$K = c_2 L^3 = \frac{1000}{1,188} \cdot 5,6^{-3} = 4,77$$

Das Modell eines Flugzeuges von einer Tonne Gewicht wäre somit bei $\frac{1}{5,6}$ natürlicher Größe auf 4770 kg zu bemessen.

Die Mühen eines solchen Versuches lassen sich indessen durch den Gewinn an Ähnlichkeit nicht rechtfertigen. Man ist immer angewiesen, geringfügige Züge zugunsten der Ähnlichkeit außer acht zu lassen. Unvollkommene Ähnlichkeit bedeutet keineswegs vollkommene Unähnlichkeit und die Ähnlichkeit, die zu fordern ist, braucht natürlich nicht größer zu sein als die Meß- bzw. Rechnungsgenauigkeit. Wenn auch sicher später einmal gezeigt werden wird, daß die Strömung um den Tragflügel eines Flugzeuges im gleichförmigen Flug anders verläuft als bei einem mechanisch ähnlichen Modellversuch, so sind zweifellos die Änderungen des Strömungsbildes beim ungleichförmigen Flug innerhalb der Grenzen der Meßbarkeit in beiden Fällen einander ähnlich; und nur diese Änderungen bestimmen die dynamischen Vorgänge.

Die geringfügige Unähnlichkeit des Strömungsbildes beim Übergang zu anderen Geschwindigkeiten oder Abmessungen ist bis jetzt nur mittelbar erwiesen. Kräftermessungen von hervorragender Genauigkeit im Windtunnel lassen erkennen, daß die gebräuchliche Formel für den Luftwiderstand nicht genau ist. Man kann dieser Tatsache zweierlei Ausdruck geben: Die Kräfte sind nicht genau quadratische Funktionen von Länge und Geschwindigkeit; der Exponent ist von zwei ein wenig verschieden. Oder: Die Widerstandszahl ist nicht allein abhängig von Lage und Gestalt des Körpers, sondern auch von der Reynoldsschen Zahl. Diese ist definiert als das Produkt von linearer Dimension und Geschwindigkeit im Verhältnis zur kinematischen Zähigkeit. Und da die Formel Geschwindigkeit und Länge bereits in zweiter Potenz enthält, läßt sich innerhalb gewisser Intervalle die Widerstandszahl als Funktion der Reynoldsschen Zahl als eine Parabel mit kleinem Exponenten annähern.

Aus Föppls Messungen¹⁾ an einem ebenen Flügel im Windtunnel läßt sich bei Steigerung der Geschwindigkeit auf den doppelten Wert eine mittlere Zunahme von 4% für die Auftriebszahlen bei verschiedenen Anstellwinkeln erkennen. Demnach käme der Reynoldsschen Zahl ein Exponent 0,057 zu, der nach Gleichung (2) bei einem Übergang von einem Modell mit $\frac{1}{10}$ nat. Größe auf diese eine Steigerung der Auftriebszahl um rund 22% erwarten ließe. Dies Ergebnis ist höchst unwahrscheinlich. Dagegen sprechen auch Eiffels Versuche²⁾, die ungleich geringere Unterschiede mit der Veränderung der linearen Dimension festgestellt haben. Die Zunahme des

¹⁾ An einer ebenen Platte von $0,125 \times 0,500$ m² bei $4\frac{1}{2}$ bzw. 9 m/s Geschwindigkeit. Föppl, Windkräfte an ebenen und gewölbten Platten. Dissertation, Aachen 1911. S. 52.

²⁾ Eiffel, Der Luftwiderstand und der Flug. Übersetzt von F. Huth. R. K. Schmidt & Co. 1912.

Exponenten der Geschwindigkeit, die in die dynamischen Gleichungen einzugehen hätte, bleibt also zweifellos unter $\frac{1}{100}$ absolut, das sind 3%. Für die Methoden der Stabilitätsuntersuchungen läßt sich in absehbarer Zeit kaum diese Genauigkeit erwarten. Die Unähnlichkeit, die man bei dynamischen Modellversuchen zu gewärtigen hat, wird sich also nicht einmal durch empfindliche Instrumente feststellen lassen, geschweige durch Rechnung, die wegen ihres infinitesimalen Charakters notwendig hinter der unmittelbaren Messung an Genauigkeit zurückbleibt¹⁾.

Fällt nach alledem für die Strömung und damit auch für die Kräfte des Luftwiderstandes die Dimensionalgleichung der Zähigkeit weg, so bleibt doch die der Dichte bestehen:

$$K = L^3 = 1 \quad (3b)$$

Die Gewichte sind danach der dritten Potenz des Modellverhältnisses proportional zu halten; die spezifischen Belastungen $\left(\frac{G}{F} \text{ kg/m}^2 \right)$ ändern sich mit den Längen. Man ist also imstande, den Charakter der Bewegungen eines Flugzeuges zu beurteilen nach dem Flug eines Modells von $\frac{1}{10}$ natürlicher Größe, das bei $\frac{1}{1000}$ des natürlichen Gewichts ähnliche Massenverteilung besitzt.

Mit anderen Worten: Gelingt es, die geometrische Ähnlichkeit eines Modells auf die Trägheitshalbmesser und die Fallhöhe $\left(h = \frac{v^2}{2g} \right)$, die der Fluggeschwindigkeit entspricht, auszudehnen, so ist das Modell auch mechanisch (dynamisch) ähnlich.

Freilich hat man für die kleineren konstruktiven Elemente, Kabel, Streben usw., die Änderungen der Widerstandszahl durch den Einfluß der Zähigkeit immer im Auge zu behalten. Diese Funktion zeigt je nach der Form des Körpers nicht allein gelegentlich sprunghafte Änderungen zwischen zwei unveränderlichen Werten (Parallelen zur Abszissenachse), sondern auch beträchtliche stetige Änderungen für kleine Reynoldssche Zahlen⁴⁾. Denn je kleiner die Geschwindigkeit wird, um so mehr tritt die Reibung gegenüber den Trägheitskräften der Flüssigkeitselemente in Wirkung. Der Exponent der Reynoldsschen Zahl muß, wenn diese verschwindet, zu -1 werden und damit die quadratische Widerstandsformel in eine lineare überführen, die den Widerstand als unabhängig von der Dichte lediglich durch die Größe der Zähigkeit (inneren Reibung) bedingt zeigt. So hat O. Föppl festgestellt³⁾, daß bei Drähten die Veränderlichkeit der Widerstandszahl bereits erheblich wird, sobald das Produkt aus Drahtdurchmesser und Geschwindigkeit den Wert $0,015 \text{ m}^2/\text{sk}^4$ unterschreitet. Man wird sich also auch hier vor einer allzu peinlichen Durchführung der geometrischen Ähnlichkeit zu hüten und dafür zu sorgen haben, daß, wenn man schon das Auftreten anderer Widerstandszahlen nicht vermeiden kann, diese wenigstens nicht wesentlich mit der Geschwindigkeit variieren. Ausschlaggebend ist letzten Endes natürlich nur, daß die gesamten schädlichen Widerstände verhältnismäßig gleich groß sind.

Hinsichtlich des Modellantriebes ist, soweit nicht die Untersuchung des Gleitflugs genügt, Bedingung, daß Steigung und Durchmesser der Schraube im Modellmaßstab und die minutliche Drehzahl mit der Wurzel desselben zu verkleinern sind. Die Leistungen stehen nach Gl. (2) und (3) im Verhältnis:

$$K \cdot L \cdot T^{-1} = L^3 \cdot L \cdot L^{-\frac{1}{2}} = L^{\frac{7}{2}} \quad (7)$$

In ein Modell von $\frac{1}{10}$ natürlicher Größe ist also der 3163. Teil der Leistung einzubauen, für je 158 eff. PS also etwa $\frac{1}{20}$ PS.

¹⁾ Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftsch. 1917, S. 61.

²⁾ Mitteilungen aus der Göttinger Versuchsanstalt. Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftsch. 1914, S. 140 ff.

³⁾ Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftsch. 1910, S. 295 ff. und Dissertation S. 41.

⁴⁾ Dem entspricht die Reynoldssche Zahl 1000. Bei ganz anderen Werten derselben liegt die Grenze der Unveränderlichkeit (Exponent 0) für andere Formen.

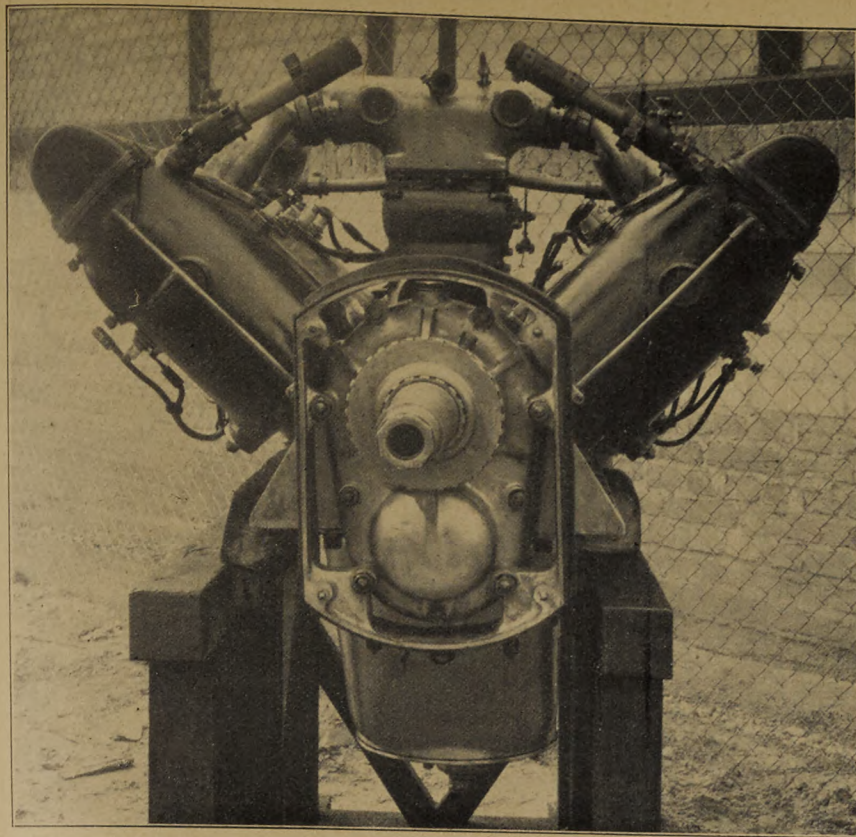


Fig. 7. Ansicht des Getriebe-Motors.

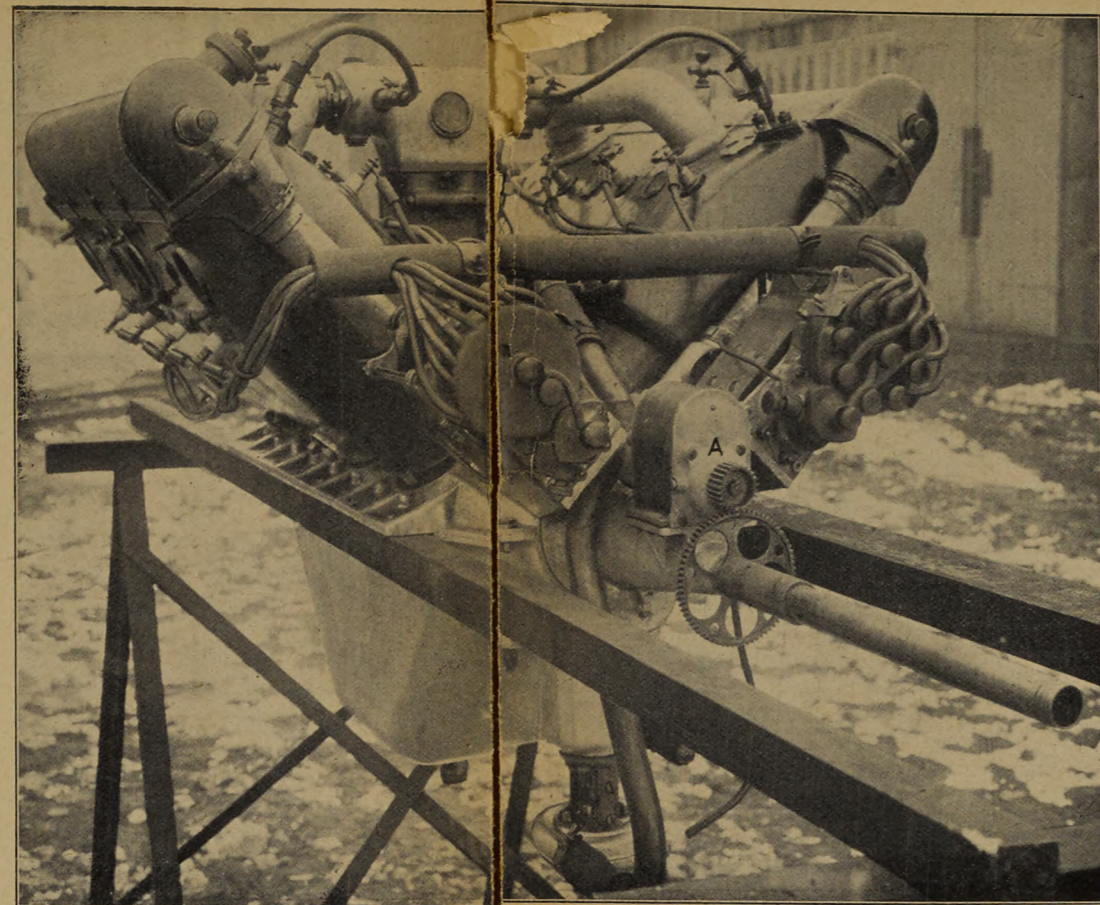


Fig. 9. Motor ohne Getriebe (Magnetseite).

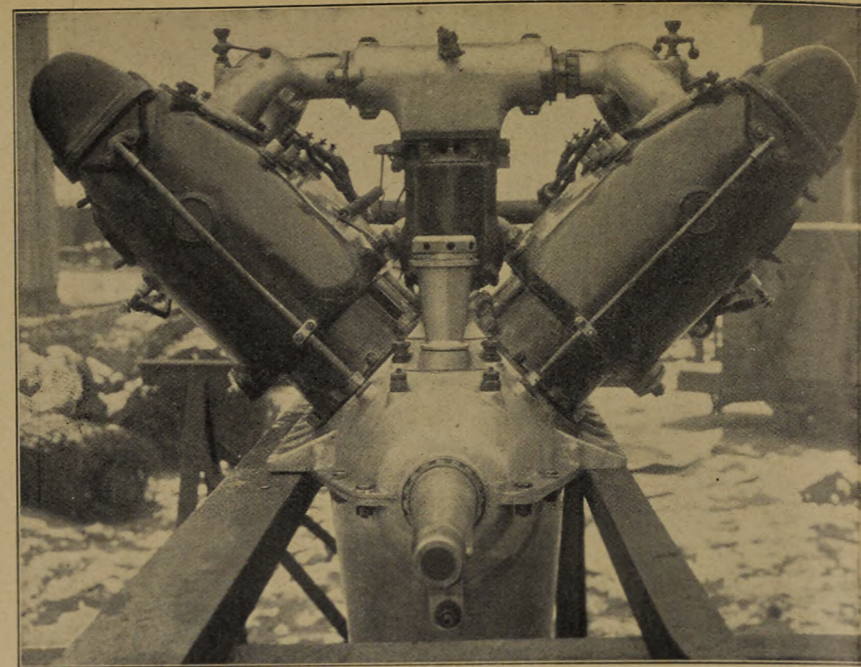


Fig. 8. Ansicht des Motors ohne Getriebe.

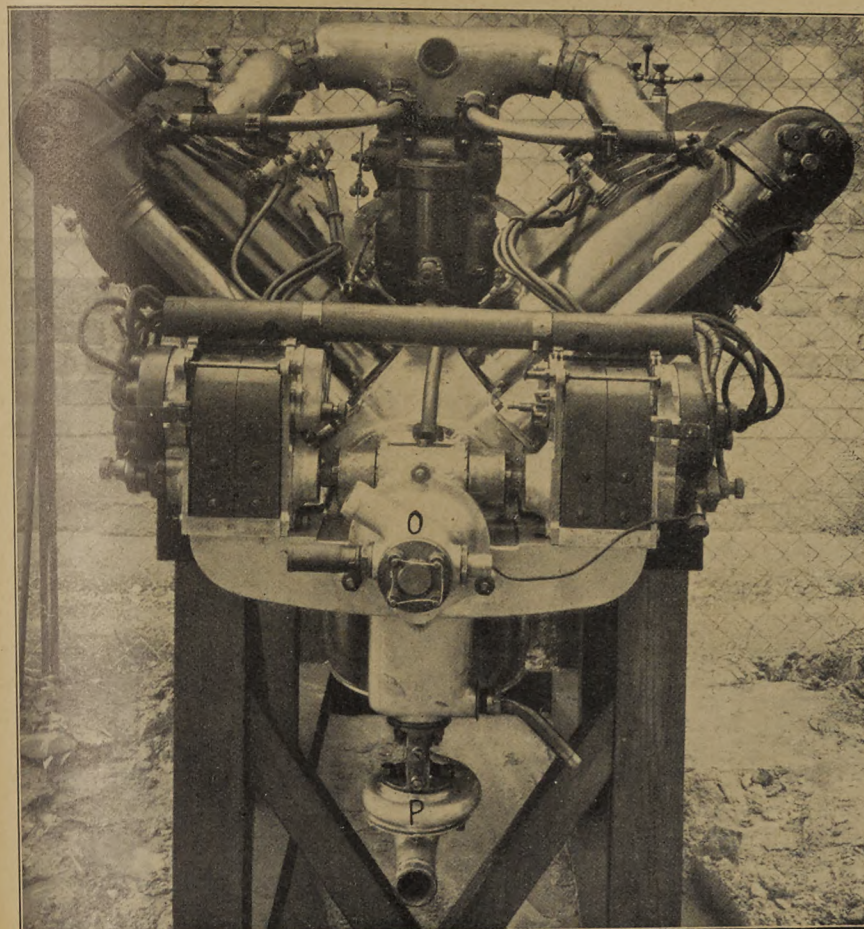


Fig. 10. Getriebe-Motor (Magnetseite).

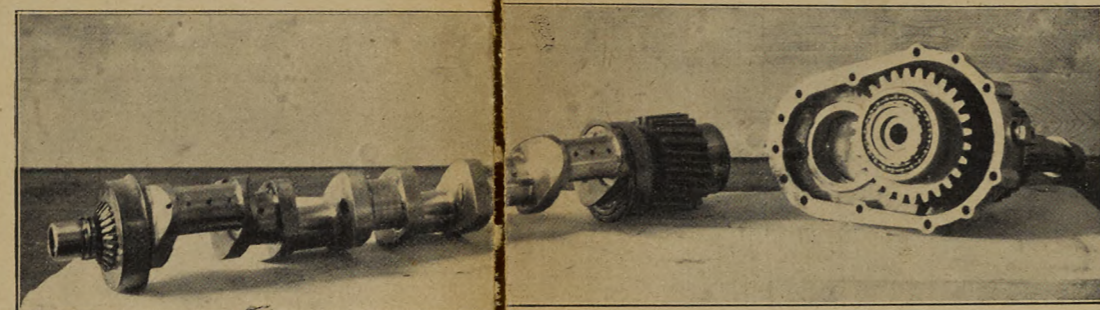


Fig. 13. Kurbelwelle und Getriebe.

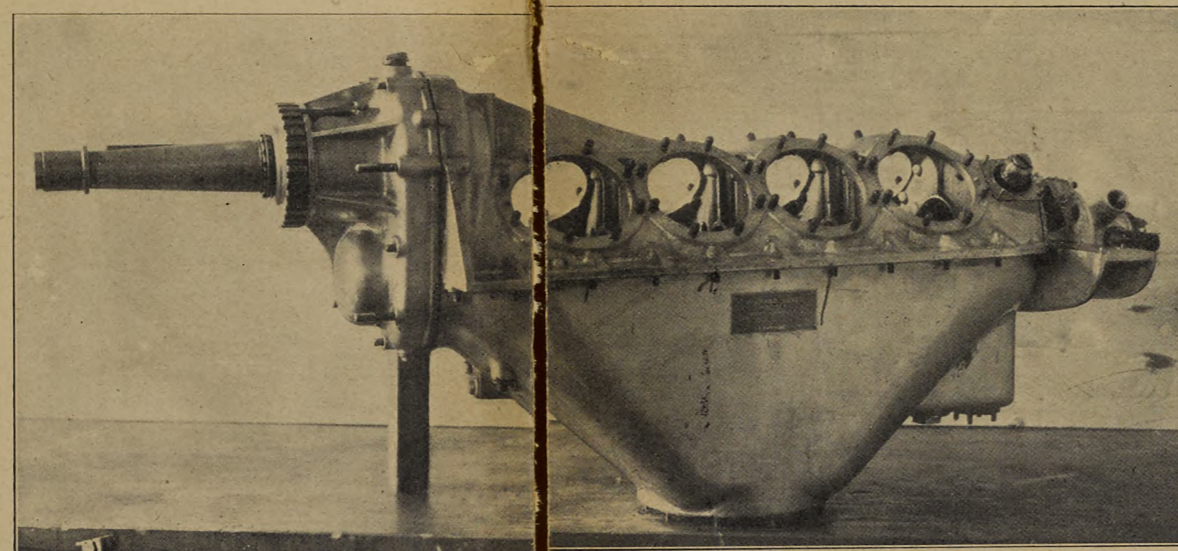


Fig. 11. Gehäuse mit Getriebe.

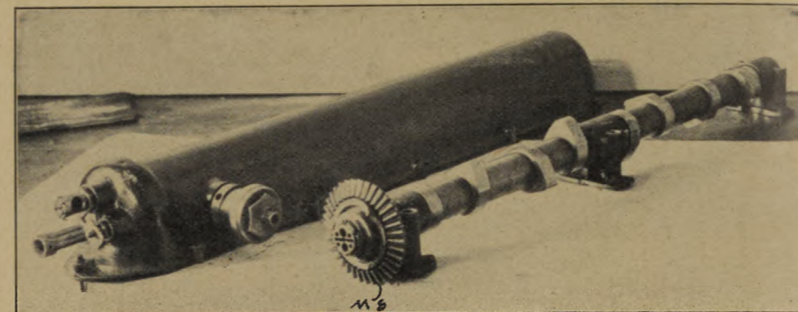


Fig. 14. Steuerwelle (MG-Nocken) für das Maschinengewehr.

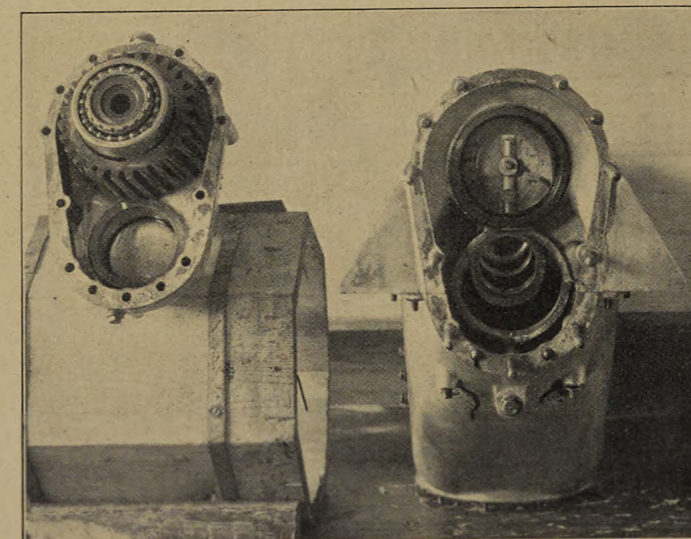


Fig. 12. Getriebe auseinandergenommen.

Der „Hispano-Suiza“-Flugmotor.

Von Ingenieur S. Hoffmann.

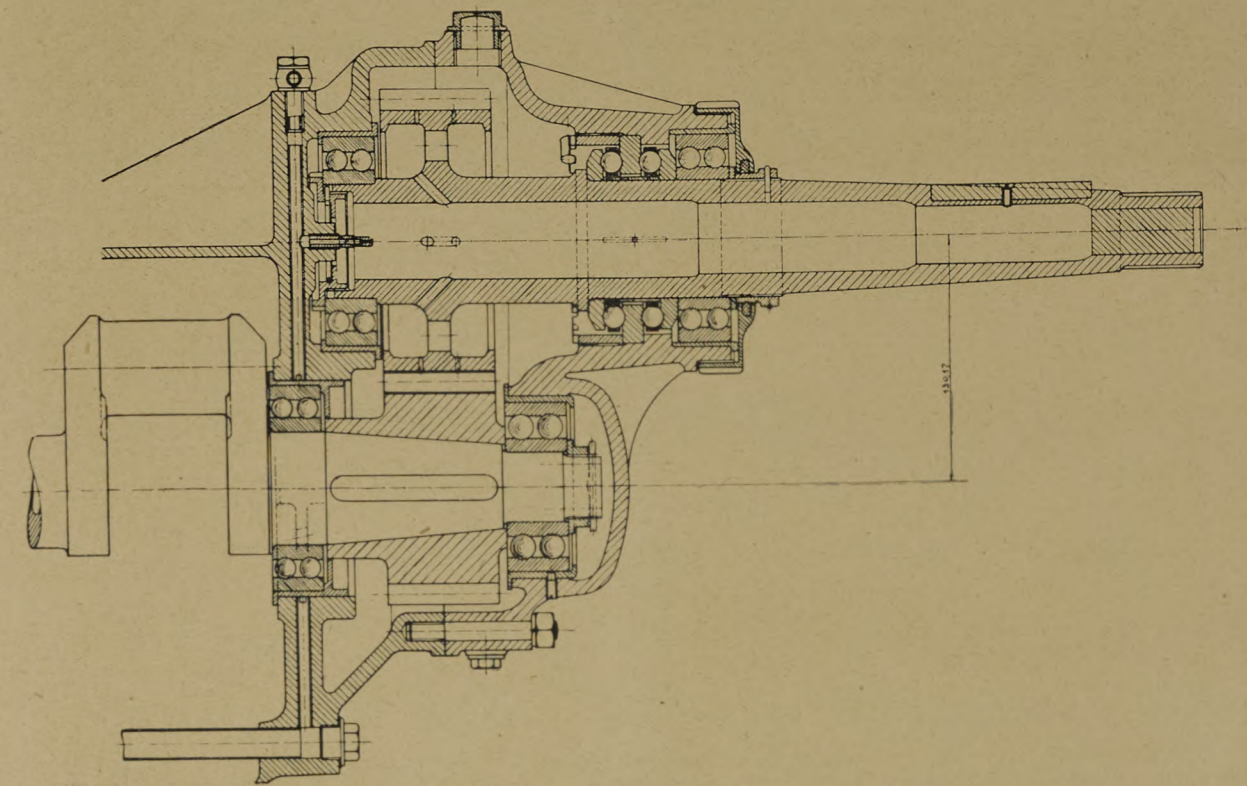


Fig. 15. Längsschnitt durch das Getriebe.

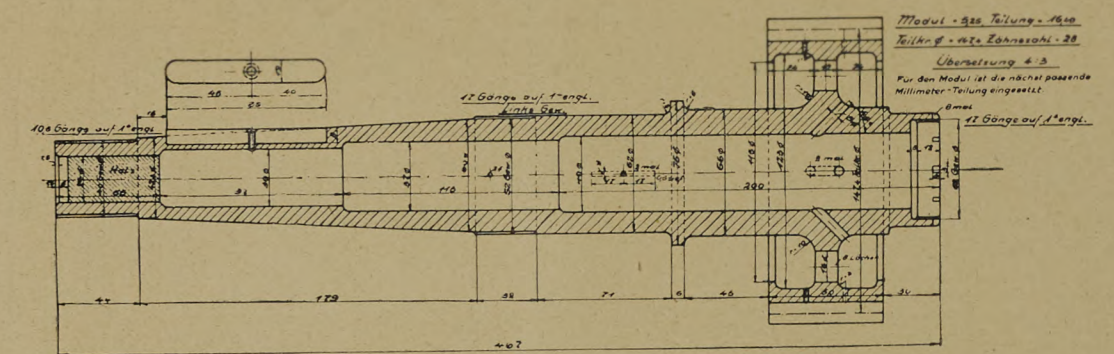


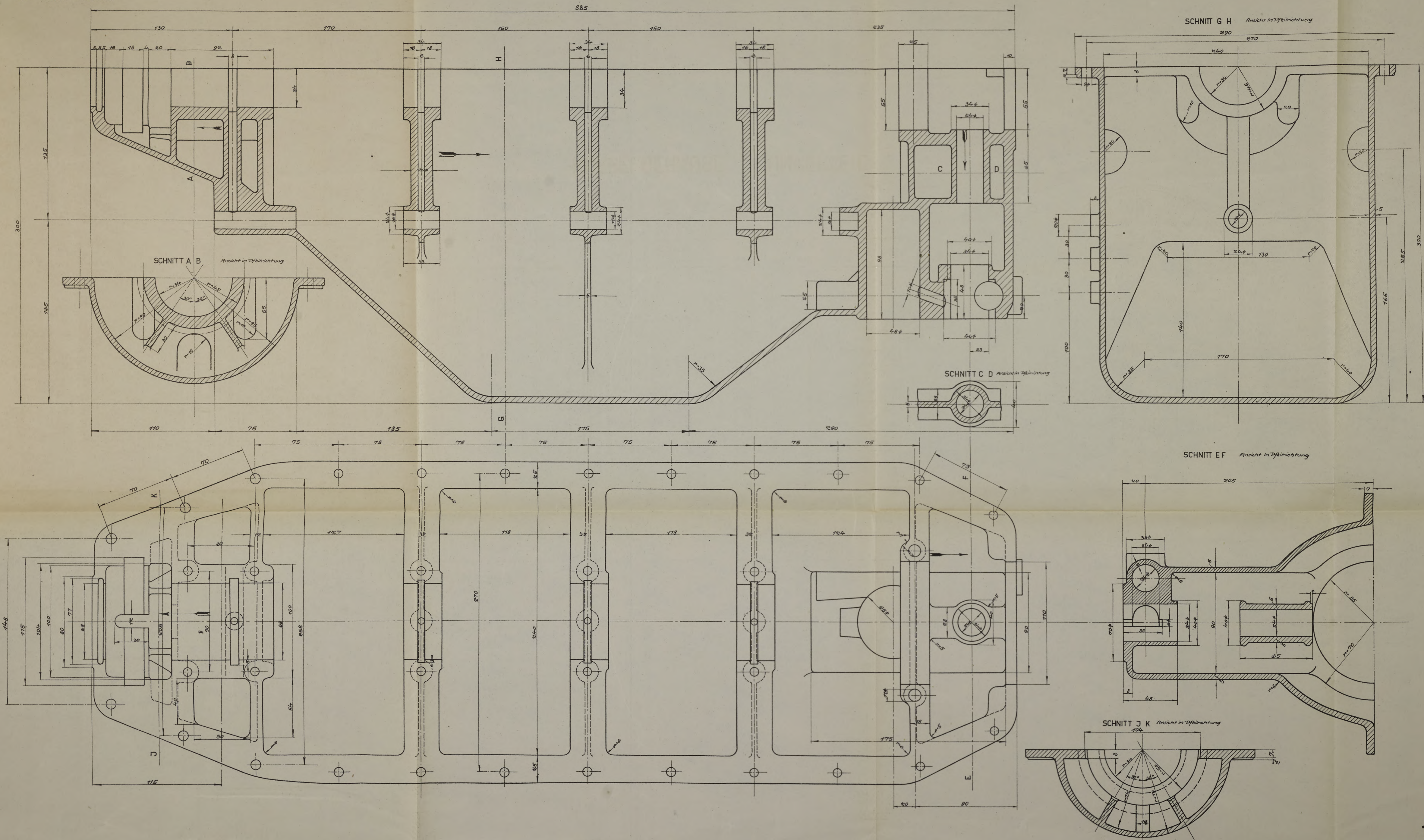
Fig. 16. Propellerwelle und Zahnräder.

0
ur
177

HISPANO-SUIZA-MOTOR

1:2

No 2 ALU. 1STÜCK.



KURBELGEHÄUSE UNTERTEIL

1220

Zusammenfassung.

Es wird gezeigt, daß für Festigkeits- und Stabilitätsuntersuchungen Modellversuche möglich und unbegrenzt auswertbar sind.

Es werden die Gesetze angegeben, nach denen die Modelle für beide Aufgaben zu gestalten und die damit ausgeführten Messungen zu beurteilen sind.

Der „Hispano-Suiza“-Flugmotor.

Von Ingenieur S. Hoffmann.

(Hierzu Tafel VIII bis XI.)

(Fortsetzung.)

Kolben.

Als Kolbenmaterial verwendet Hispano-Suiza eine Aluminium-Kupferlegierung mit einem Kupferzusatz von 12,05%. Auffallend ist die technisch außerordentlich reine Beschaffenheit des Aluminiums. Das Gewicht des Kolbens ohne Kolbenbolzen und Ringe beträgt 1,020 kg, komplett mit Bolzen und Ringen 1,440 kg.

In den Kolben sind zwei Kolbenringnuten eingedreht. In jeder Kolbenringnuten liegen zwei Ringe mit einer Einzelspannung von ca. 2 kg. Unterhalb des Kolbenbolzens ist ein Ölabbstreifring vorgesehen.

Bei der physikalischen Untersuchung des Kolbenmaterials wurde nachgeprüft, ob die Kolbenbolzenlager in den Kolben dasselbe Material darstellen, oder ob eine nachträgliche Oberflächenbehandlung irgendwelcher Art an diesen Stellen vorgenommen war. Es ergab sich, daß die Randpartien der Lager genau denselben Gefügebau wie die übrigen Teile des Kolbens aufweisen. Struktur und Korngröße waren in allen Teilen vollkommen gleichmäßig. Die Aluminium-Kupferlegierung besteht aus einem heterogenen Gemisch homogener Mischkristalle Aluminium-Kupfer (mit 2,4 % Kupfer) und einem Eutektikum (mit 32,5 % Cu gesättigt), bestehend aus jenem Kristall und einer Verbindung CuAl₂. Diese Strukturbestandteile treten in allen Teilen des Kolbenmaterials in gleicher Weise auf (auch an den Gleitbahnen und Randstellen der Lagerpartien). Die Gleichgewichtseinstellung ist praktisch vollständig erreicht, da ein Nachtempern der Legierung bei der Temperatur der eutektischen Horizontalen (550° C) über 4 h unter Luftabschluß keine Änderung des Gefügebau erkennen ließ. Die Legierungen sind danach in allen Teilen bei gleichmäßiger Erstarrung (im Sand) gegossen, also nicht abgeschreckt. Durchgeführt wurden diese Untersuchungen im Institut für Metallhüttenkunde und Elektrometallurgie der Königlich Technischen Hochschule Aachen. Als Zerreißfestigkeit des Kolbenmaterials ergab sich 17,65 kg/m² bei 1 % Dehnung. Das spez. Gewicht beträgt 2,92 bei 15° C.

Interessant ist die Art der Anordnung der Stützrippen im Innern des Kolbens. Ersichtlich ist dieselbe aus der Zeichnung auf Tafel X.

Die Schmierung der Kolbengleitbahn erfolgt durch Schleuderöl durch eine auf der Spritzseite um den halben Kolbenumfang geführte Ölrinne. Ein Teil des Schmieröles wird in dieser Rinne gesammelt und in das Innere des Kolbenbolzens geleitet. Durch im Kolbenbolzen vorgesehene Schmierlöcher tritt es in die Kolbenbolzenlager.

Steuerwelle.

Die Steuerwellen sind bei je dreifacher Lagerung, wie aus den Tafeln V bis VII ersichtlich ist, auf den Zylinderblocks mittels Stehbolzen festgeschraubt. Wellen und Nocken sind aus einem Stück gearbeitet; die Nocken im Einsatz gehärtet. Zur Schmierung der unmittelbar auf die Ventilderteller wirkenden Nocken wird durch eine an der Stirnseite des Motors gelegene gesonderte Ölleitung von dem Kurbelgehäuse her das Öl dem vordersten Lagerblock der Nockenwelle zugepreßt und tritt alsdann durch in dem Lager und der Welle vorgesehene Löcher in das Innere der Nockenwelle. In der Mitte der Nockenbahnen befinden sich feine Öllöcher, durch welche das Schmiermittel unmittelbar vor Auftreffen

des Nockens auf den Federteller herausspritzt. Hinsichtlich der Form der Nocken verweise ich auf die Fig. 7; die Ventilhebungskurven usw. zeigen Fig. 8 bis 9. Aus diesen sind zugleich Öffnungs- und Schließmomente der Ventile ersichtlich.

Bleuelstangen.

Die Schubstangen sind in der im Automobilbau bei V-förmigen Motoren üblichen Art auf der Kurbelwelle zentral gelagert (Tafel XI). Eine Bleuelstange greift gabelförmig um die Lagerung der anderen herum. Für die Stangen selbst wurde rundes Profil gewählt. Die Länge der Schubstange beträgt von Mitte zu Mitte 225 mm. Mithin ist das Verhältnis von

$$\frac{\text{Bleuellänge}}{\text{Kurbelradius}} = \lambda = 3,46.$$

Der Querschnitt der Stangen beträgt am oberen Ende 1,56 cm². Als Materialzusammensetzung für die Schubstangen wurde ermittelt:

	Si	C	Mn	S	P	Cu	Ni	Co	Cr	Fe
Kolben . . .	0,150	0,23	0,39	0,008	0,054	0,06	5,40	0,09	1,63	Rest
Kurbelwelle	0,208	0,32	0,3	0,001	0,012	0,03	5,066	0,002	0,80	„

Kurbelwelle und Getriebe:

Form, Lagerung und Maße der Kurbelwelle sind aus Taf. IX ersichtlich. Hinsichtlich der Materialzusammensetzung siehe obige Zahlentafel. Wie schon eingangs erwähnt, wird der Hispano-Motor in zwei Ausführungen, einmal mit, einmal ohne Getriebe von unseren Gegnern verwendet. Die äußeren Unterschiede des Getriebemotors gegenüber dem getriebelosen sind aus den Fig. 7 u. 8 auf Taf. VIII ersichtlich. Fig. 9 zeigt den getriebelosen Motor von der Magnetseite, Fig. 10 zeigt den mit Getriebe versehenen Motor von der Magnetseite. Es muß an dieser Stelle bemerkt werden, daß gegenüber den im ersten Teil meines Aufsatzes im vorigen Heft angegebene Leistungen neuere erbeutete Motoren erhöhte Leistungen ergaben. Die dauernde Zunahme der Leistung ist eine Folge der ständig weiterentwickelten Konstruktion. Drei innerhalb sehr kurzer Zeit erbeutete Motoren zeigten so z. B. drei verschiedene Untersetzungsverhältnisse des Getriebes, nämlich

Z ₁	Z ₂	Modul	Neigung
24	41	4	6°
21	28	5,25	8°
35	59	4	6°

Anordnung und Konstruktion des Getriebes sind aus Fig. 11 und 12 ersichtlich. Die Zähnezahl steht im Verhältnis 21/28 = 3/4. Zahnbreite = 60 mm, Teilung 5,25 · π, entsprechend einer »Umfangsteilung« von 16,49 und einer »Durchmesserteilung« von 5,3 mm. Die Zähne sind als Schrägzähne ausgebildet, um einen ruhigeren Lauf zu erzielen, mit der schwachen Steigung von etwa 8 1/2°. Dies entspricht einem »Sprung« von etwa halber Teilung. Die Mittentfernung der Räder beträgt 130 mm. Bei der normalen Motordrehzahl von 2000 ist die Luftschraubendrehzahl = 1500. Umfangsgeschwindigkeit der Zähler V_u = 11,6 m. Bezeichne ich die Drehzahlen der Zahnräder mit n₁ bzw. n₂,

Umfangsdrucke mit P_u,
Zahnbreite mit b,
Teilung mit t,
Zähnezahl mit Z₁,

so kennzeichnen die Werte

$$\frac{P_u}{b} = \frac{1300}{6} = 216$$

$$\frac{P_u}{b \cdot t} = 130 \pi$$

Man zeichnet Kriegsanleihe bei jeder Bank, Sparkasse, Kreditgenossenschaft, Lebensversicherungsgesellschaft, Postanstalt.

$$\frac{P_u}{b} \cdot \frac{n_1 + n_2}{Z_1} = 36000$$

die Verzahnung im Vergleich zu anderen Ausführungen. Der Wert $P_n/b \cdot t$ ist z. B. bei Rolls-Royce = 196, bei Renault = 140, der Wert

$$\frac{P_u}{b} \cdot \frac{n_1 + n_2}{Z_1}$$

bei Rolls-Royce = 17000, bei Renault = 42500. Die Anbringung des Zahnritzels auf der Kurbelwelle bedingte den Ersatz des vordersten Weißmetallagers durch ein Kugellager. Überhaupt ist das ganze Getriebe in Kugellagern gehalten, die genaue Aufnahme des Getriebes (in photographischer Verkleinerung) s. Zeichnungen Fig. 15 und 16. Die Schmierung des Getriebes erfolgt durch eine Düse, welche unter Druck erhebliche Ölmengen zwischen die Zahnräder spritzt.

Weitere Konstruktionseinzelheiten der Zahnräder sind aus der folgenden Zusammenstellung zu entnehmen.

Hispano-Suiza-Getriebe.

Motor	Dim.	Hispano-Suiza Nr. 10747	Hispano-Suiza (Wolsley) 827/2233
Zu übertragende Leistung	PS	200	200
$n_1 : n_2$		2000 : 1170	2000 : 1185
Md	cmkg	7162 : 12200	7162 : 12100
Teilkreis ϕ	mm	96 : 164	140 : 236
Achsenabstand e	mm	130	188
e (gemessen)	mm	130,9	
$Z_1 : Z_2$		24 : 41	35 : 59
$t = m \cdot \pi$	mm	12,57 = $4 \cdot \pi$	12,57 = $4 \cdot \pi$
Zahnbreite b	cm	6	4,5
Schrängk. $\angle \beta; t_0 = t_1;$		$84^\circ \frac{1}{2} t_1$	$84^\circ; t_0 = 0,37 t$
$P_u = \frac{Md}{r}$	kg	1492	1025
$P_{normal} = \frac{P_v}{\sin \beta}$	kg	1520	1030
$P_{axial} = P_v \cdot \text{ctg } \beta$	kg	157	103
$\frac{P_v}{b}$	kg/cm	249	228
$C = \frac{P_v}{b \cdot t}$	kg/cm ²	198	181
$v_v = \frac{n \cdot \pi \cdot r}{30}$	m/s	10,04	14,65
$\frac{P_v \cdot n_1 + n_2}{b \cdot Z_1}$		33500	20750
Kopfkreis I/II	mm	104,3 : 172,5	148,5 : 244,8
Fußkreis I/II	mm	87 : 155,4	130,8 : 226,5
Kopflänge l_k I/II	mm	4,15 : 4,25	4,25 : 4,40
	mm	0,33 t : 0,34 t	0,34 t : 0,35 t
Fußlänge l_f I/II	mm	4,50 : 4,30	4,60 : 4,75
	mm	0,36 t : 0,34 t	0,365 t : 0,38 t
Zahnlänge l I/II	mm	8,65 : 8,55	8,85 : 9,15
	mm	0,69 t : 0,68 t	0,7 t : 0,73 t
		Zahnecken scharfkantig	Zahnecken abgerundet, $r = 3$ mm
		Zähne hart bis glashart, nicht spröde; Kanten stark hämmerbar, scheinbar hochwertiger Edelstahl, große Härte bei großer Dehnung	

(Fortsetzung folgt.)

Aluminiumkolben für Verbrennungsmotoren.

In letzter Zeit werden die Flugzeugmotoren mehr und mehr mit Aluminiumkolben ausgerüstet.

In Deutschland erfolgte die Einführung der Aluminiumkolben in die Motorentechnik bereits kurz nach 1900 durch den Herrn Fabrikbesitzer Walter Selve, der sich schon frühzeitig mit dem Studium der Wärme- und Kühlfragen im Betrieb von Verbrennungskraftmaschinen beschäftigt hatte und der in richtiger Erkenntnis

der großen Wärmeleitfähigkeit des Aluminiums einerseits und der Wichtigkeit der exakten Lösung der Wärmeableitung im Betriebe von Verbrennungskraftmaschinen andererseits zuerst den Gedanken aufgriff, Motorenkolben anstatt in Grauguß in einer geeigneten Aluminiumlegierung herzustellen, nachdem er vorher bereits als erster einen Aluminiumkühler für Automobil- und Flugmotoren erfolgreich herausgebracht hatte.

Die Vorzüge, welche die Aluminiumkolben den Graugußkolben gegenüber auszeichnen:

- leichtes Gewicht (1 : 1,8),
- günstigere Reibungsverhältnisse,
- beste Wärmeableitung,

setzen den Konstrukteur in die Lage, die Kolbengeschwindigkeit bis zu 6% höher zu legen, die Kompression ohne Gefahr für eine Selbstzündung des Gases zu steigern und zu günstigeren Abmessungen (langer Hub, kleine Bohrung) für den Motor zu kommen, sowie gleichzeitig damit der für das gesamte Flugwesen so wichtigen Forderung des kleinsten Raumes gerecht zu werden.

Auf Grund angestrengtester Dauerprüfungen von Flugmotoren auf dem Prüfstande und in der Flugpraxis hat sich ferner ergeben, daß sich bei Verwendung von Aluminiumkolben durch das geringere Gewicht der hin- und hergehenden Massen die Vibrationen im Motor vermindern und daß durch die geringeren Lagerdrücke und die bedeutend günstigeren Reibungsverhältnisse die Lebensdauer der Motoren erhöht wird.

Da außerdem natürlich die Kühlung eine bessere ist, weil Aluminium ein sehr viel besserer Wärmeleiter ist als Gußeisen oder Stahl, so wird durch die Verwendung von Aluminiumkolben gegenüber Graugußkolben eine Mehrleistung von etwa 10% erreicht.

Bei Spezialmotoren kommt hierbei auch noch der Umstand günstig in Betracht, daß so ausgerüstete Motoren dank des geringen Gewichtes der hin- und hergehenden Massen viel schneller auf die maximale Tourenzahl kommen und ebenso in kürzerer Frist sich abrosseln lassen, was die Durchschnittsgeschwindigkeit eines Automobils z. B. in Kurven usw. erheblich erhöht.

In der Praxis hat sich außerdem bei Verwendung von Aluminiumkolben die sehr wertvolle Tatsache ergeben, daß ein Ansammeln von Ölrückständen und Kohlenkruste auf dem Kolbenboden ausgeschlossen bleibt.

Während es sich jedoch seinerzeit zunächst nur um Aluminium-Gußkolben handelte, die hauptsächlich in Motoren für Spezialwagen Verwendung fanden, ging die Firma Basse & Selve, Altena (Westf.), schon sehr bald, gestützt auf die praktische Erfahrung, daß Aluminiumkolben nach längerem angestregten Betriebe in starken Motoren, insbesondere Flugmotoren, leicht versagen, dazu über, Preß-Aluminiumkolben herzustellen.

Dieser Weg war um so mehr vorgezeichnet, als das Hauptanwendungsgebiet von Aluminiumkolben beim Flugmotor liegt, an dessen Kolben mit ungleich größeren Abmessungen mit Rücksicht darauf, daß der Flugmotor gezwungen ist, ständig unter Volllast zu arbeiten, natürlich weit höhere Ansprüche hinsichtlich der dauernden Belastung und absoluten Zuverlässigkeit gestellt werden, als dies bei Graugußkolben überhaupt möglich ist.

Die Firma Basse & Selve hat von Anfang an bei der Herstellung von Aluminiumkolben deshalb auch aus hüttenmännischen Erwägungen und Erfahrungen heraus eine Aluminium-Zinklegierung angewandt, was bei den heutigen Kriegzeiten eine besondere Bedeutung dadurch gewinnt, daß die Verwendung von Zink unter Ausschaltung sonstiger Sparmetalle, namentlich des Kupfers, den gegenwärtigen kriegswirtschaftlichen Verhältnissen ohne Zweifel am meisten Rechnung trägt, so daß also eine ausgedehnte Verwendung von Preß-Aluminiumkolben nicht zuletzt im vaterländischen Interesse liegt.

Das Gefüge des Aluminium-Gußkolbens ist locker, porös und grobkristallinisch, während die Struktur des Preßaluminiums sich dicht, homogen, feinkristallinisch und sehnig zeigt.

Außerdem besteht aber bei jedwedem Guß, ganz abgesehen davon, daß dessen widerstandsfähigster Bestandteil, die Gußhaut, bei der Bearbeitung des Kolbens fast gänzlich in Wegfall kommt, die Gefahr verborgener Gußblasen, die beispielsweise bei dem an sich sehr dünnen Kolbenboden zu einer — von außen meist unsichtbaren, gefährlichen Schwächung des Kolbens und damit ev. zu einer Katastrophe führen können.

Aluminium-Gußkolben finden deshalb zweckmäßig nur für Automobile und Bootsmotoren sowie für Flugmotoren von nicht mehr als 20 bis 25 PS Leistung pro Zylinder Verwendung, während man erfahrungsgemäß darüber hinaus mit Rücksicht auf die Sicherheit, Zuverlässigkeit und gute Leistung des Motors nur Preß-Aluminiumkolben verwenden sollte.

Auch steht fest, daß selbst in den kritischsten Fällen, wo die Ölschmierung sowohl wie die Kühlung total versagte, wo also eiserne Kolben brechen und die Zylinderwand zerstören, wenn nicht gar noch größeres Unheil anrichten würden, bei Aluminiumkolben letzten Endes lediglich die Kolbenfläche schmiert, ohne sonstige Beschädigungen hervorzurufen; es würde also nur der Kolben unbrauchbar werden.

Beachtenswert bleibt natürlich bei Verwendung von Aluminiumkolben, der höheren Kolbengeschwindigkeit entsprechend, die Strömungsgeschwindigkeit der Gase zu erhöhen und die Ansaug- und Auspuffquerschnitte größer zu halten, beim Einbauen der Aluminiumkolben Rücksicht zu nehmen auf die Verschiedenheit der Ausdehnungskoeffizienten der Baustoffe, die für die Ausführung des Kolbens selbst und der für dessen Funktionen im Motor in Betracht kommenden Teile jeweils Verwendung finden, sowie für eine gute Kühlung, also eine schnelle und ausreichende Abführung der vom Aluminiumkolben aufgenommenen Wärmemenge Sorge zu tragen durch Vergrößerung des Wasserquerschnittes im Kühlmantel des Zylinders u. a. m.

Auf jeden Fall steht fest, daß Aluminiumkolben überall dort gegenüber Graugußkolben mit Erfolg zur Verwendung gelangen, wo es gilt, leistungsfähige Motoren bei leichtestem Gewicht auf kleinstem Raume zu schaffen.

Aus diesem Grunde steht auch zu erwarten, daß die Verwendung von Aluminiumkolben nicht nur für Flug- und Rennmotoren, sondern auch für Auto- und Bootsmotoren in absehbarer Zeit eine allgemeine sein wird, wofür wir an Amerika, wo bekanntlich selbst die kleinsten Automotoren mit Aluminiumkolben ausgestattet sind, bereits ein Vorbild haben.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

42e, 22. L. 44381. Insbesondere für Luftschiffe geeignete Vorrichtung zur Bestimmung der Ausflußmengen von Gas, Flüssigkeit oder körnigem Gut. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. Bodensee. A. 7. 8. 16. E. 6. 11. 17.

46a, 2. B. 80354. Verbrennungsmotor mit allmählicher Verbrennung. Georg Bechman, Stade, Stettin, Gartenstr. 13. A. 19. 10. 15. E. 3. 11. 17.

46c, 17. 301125. Zündkerze für Explosionskraftmaschinen. Johanna Baßler, geb. Brand, Mengerinhausen, Fürstent. Waldeck. A. 20. 2. 15. S. 43586. E. 10. 11. 17.

77h, 6. L. 43237. Propeller für Luftfahrzeuge. Max Lange, Leipzig-Gohlis, Wilhelmstr. 47. A. 3. 6. 15. E. 6. 11. 17. Zusatz zum Patent 292253.

77h, 9. L. 41293. Lenkbares Fahrgestell für Flugzeuge. Jakob Löhner & Comp., Wien; Vertr.: A. Springmann u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW 61. A. 26. 1. 14. Österreich A. 16. 12. 13. E. 6. 11. 17.

77h, 15. H. 63816. Hilfsgondel für Luftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 29. 9. 13.

77h, 15. K. 61161. Bombenabwurfvorrichtung. Erich Klamandt, Berlin-Schöneberg, Martin Lutherstr. 43. A. 11. 9. 15. E. 10. 11. 17.

77h, 4. L. 42388. Anordnung von Geschützen und Maschinen-gewehren an Luftschiffen. Luftschiffbau Schütte-Lanz, Rheinau, Baden. A. 3. 7. 14. E. 20. 11. 17.

77h, 5. R. 42240. Maschinengewehranordnung auf Flugzeugen. J. Frank Rathjen, Berlin-Schöneberg, Freiherr vom Steinstr. 5. A. 16. 8. 15. E. 20. 11. 17.

77h, 15. B. 79918. Bombenabwurfvorrichtung. Dr. Paul de Gruyter, Charlottenburg, Bismarckstr. 10. A. 30. 7. 15. E. 20. 11. 17.

Patenterteilungen.

42b, 26. 301012. Kontrollvorrichtung für Zahnradgetriebe. Zahnradfabrik G. m. b. H. u. Dipl.-Ing. Freiherr Alfred von Soden-Fraunhofen, Friedrichshafen a. B. 16. 5. 16. Z. 9630.

46c, 24. 301064. Federanlaßvorrichtung für Explosionskraftmaschinen. Gallus Baumann, Zwickau i. Sa., Katharinenkirchhof 5. 14. 4. 15. B. 79335.

46c, 3. 300861. Ringschieberabdichtung für mehrzylindrige Explosionsmaschinen mit kreisenden Zylindern. Ignaz Sklenár, Budapest, Ung.; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. D. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW 61. 22. 3. 14. S. 42916. 20. 10. 17.

46c, 8. 300855. Explosionskraftmaschine mit sternförmig angeordneten Zylindern. Hugo Reik, Wien; Vertr.: R. G. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW 11. 28. 8. 15. R. 42279. Österreich 12. 8. 15. 20. 10. 17.

46c, 4. 301521. Anordnung zur Verstärkung des Arbeitszylinders von Gegenkolben-Verbrennungskraftmaschinen. Hugo Junkers, Dessau, Albrechtstr. 47. 8. 3. 13. J. 15521.

46c, 5. 301522. Vorrichtung zur Verhinderung der Bildung von Ölkrusten und Kohle an der unteren Seite der Kolbenböden, vornehmlich bei umlaufenden Verbrennungskraftmaschinen. Flugmaschine Rex Gesellschaft m. b. H., Köln. 19. 6. 15. F. 40027.

46c, 6. 301427. Vergaser für flüssigen Brennstoff. Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. 28. 7. 14. D. 31224.

46c, 6. 301523. Vorrichtung zur Anreicherung der Luft mit flüssigem Brennstoff. Dr. Otto Eck, Godesberg a. Rh. 15. 10. 15. E. 21298.

46c, 14. 301524. Kontrollapparat für die Zündung von Flugmotoren. Wilhelm Albers, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 5. 16. 12. 16. A. 28856.

Zurücknahme von Anmeldungen.

Das Datum bedeutet den Tag der Bekanntmachung der Anmeldung im Reichsanzeiger. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

77h, H. 70952. Steuergreifgabel für Flugzeuge. 3. 5. 17.

Auszüge aus den Patentschriften.

299216. Luftschiff mit zwei nebeneinander gelagerten Tragkörpern. Julius Herrmann und Edmund Seelig in Berlin.

Es sind bereits solche Luftschiffe bekannt, welche zwei nebeneinander gelagerte Tragkörper besitzen. Die nach der Erfindung angewandte Form unterscheidet sich jedoch von den bisher bekannten dadurch, daß die Spitzen nicht in der geometrischen Mittellinie der Tragkörper liegen, sondern nach innen versetzt sind, so daß die Spitze von der Mittellinie stets in der Richtung abweicht, in welcher sich der benachbarte Tragkörper befindet.

Dieser Erfindungsgedanke führt zu folgenden Vorteilen:

Eine gerade Spitze läßt die durchschnittene Luft nach allen Seiten gleichmäßig abfließen. Befindet sich nun ein zweiter Luftschiffkörper in unmittelbarer Nähe, so treffen in der Mitte zwischen beiden Körpern zwei Luftströme zusammen. Es wird dadurch die Bildung von Wirbeln und ein erhöhter Luftwiderstand des Fahrzeuges hervorgerufen. Dieser Übelstand wird vermieden, wenn man die Spitzen um einen geeigneten Betrag nach innen versetzt. Da die Größe dieses Betrages rechnerisch schwer zu ermitteln ist, empfiehlt es sich, die Spitzen nicht starr, sondern beweglich und einstellbar auszuführen, wie es bei Luftschiffen mit einem länglichen Tragkörper zum Zwecke der Steuerung bekannt ist.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Sparstoff-Korrespondenz. Schriftleiter: Dipl.-Ing. Dr. jur. Hillinger, Berlin. Herausgegeben vom Verein deutscher Maschinenbauanstalten, Charlottenburg.

Enthält Anleitungen zur sparsamen Verwendung von Öl, Brennstoffen und Materialien aller Art.

Die Mitwirkung der Arbeiter bei der sparsamen Verwendung von Schmiermitteln und anderen Sparstoffen. Herausgegeben vom Technischen Ausschuß für Schmiermittelverwendung, Charlottenburg 2.

Das Flugblatt wird allen Interessenten kostenlos gesendet.

Mit Unterstützung deutscher Industrieller, Handels- und Schifffahrtskreise und mit dem moralischen Beistand der deutschen Behörden ist seit Dezember v. Js. in Sofia die „**Deutsche Balkan-Zeitung**“ erschienen. (Verlag Deutsche Balkan-Zeitung G. m. b. H., Berlin SW und Sofia.)

Kohlensteuergesetz vom 8. April 1917 nebst den Ausführungsbestimmungen des Bundesrats vom 12. Juli 1917 erläutert von Assessor Dr. Felix Zedermann und Dr. Jos. Morenhoven. Mit einem Anhang, Tabellen und Sachregister. 248 Seiten. (Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C. 2.) Preis M. 4,50.

Immer stärker werden die Lasten, welche der Krieg unserem Volk aufbürdet. Zur Kriegssteuer, dem Warenumsatzstempel und der Besteuerung des Güterverkehrs trat mit Wirksamkeit ab 1. August 1917 die Kohlensteuer. Die neue Belastung kommt nicht nur in höheren Kohlenpreisen, sondern auch in den Preisen sonstiger Bedarfsgegenstände, zu deren Herstellung die Verwendung von Kohle erforderlich ist, zum Ausdruck. Die für die Zeit nach dem Kriege zu beobachtenden Rücksichten auf die Wettbewerbsfähigkeit unserer Ausfuhrindustrien wurden zunächst absichtlich zurückgestellt.

Das vorliegende Buch beschränkt sich nicht darauf eine Erläuterung des Gesetztextes zu bieten, sondern bringt im Zusammenhang damit auch die Ausführungsbestimmungen des Bundesrats, auf die gleichzeitig bei den Erläuterungen hingewiesen ist, ferner die sämtlichen während des Krieges erlassenen Vorschriften über Kohlen, statistisches Material usw.

»Nach Osten!« Von Sven Hedin. Verlag: F. A. Brockhaus, Leipzig. Große Ausgabe. 520 Seiten mit 267 Abbildungen Preis: geb. M. 10.

Die Forderung des Tages: Zeichne Kriegsanleihe!

Hedin folgte unseren siegreichen Heeren, als Hindenburg und Mackensen die Russen laufen lehrten, und war unmittelbarer Zeuge der schmachvollen Niederlage der Russen. Er sah die auf dem Rückzuge angerichteten Verwüstungen. An den unschuldigen Einwohnern Polens und Kurlands nahm der Russe Rache und trieb sie dann wie gehetztes Wild ins Innere Rußlands vor sich her. Was der Moskowiter nicht mitnehmen kann, das vernichtet er, damit es nur nicht den Deutschen in die Hände fällt! Wenn dabei die Einwohner, die der Razzia der Kosaken entgingen, verhungern müssen — was schiebt das Rußland, das an Menschen Überfluß hat! So war es vor zweihundert Jahren, als Schwedens großer König Karl XII. seine tapferen Krieger gegen Zar Peter führte, um einen germanischen Damm gegen die asiatische Sturmflut zu errichten. So kämpfte Rußland vor 100 Jahren gegen Napoleon, und so glaubt es noch heute, im Zeitalter der Eisenbahnen und unerschöpflicher Verkehrsmöglichkeiten, sich seiner Gegner erwehren zu können!

Das ist einer der politisch-historischen Gesichtspunkte, die den neutralen Schweden Hedin bei der Abfassung seines neuen Buches »Nach Osten!« geleitet haben. Gelingt es Rußland, Deutschland und Österreich-Ungarn niederzuzwingen, so ist Schweden das nächste Schlachtopfer — in dieser nur allzu berechtigten Voraussicht ruft Hedin lauter und eindringlicher als je die ganze germanische Welt zur unzweideutigen Parteinahme für die Mittelmächte auf. Dieser Umstand gibt seinem Werke »Nach Osten!« eine geschichtliche Bedeutung.

Die kleine Ausgabe von Hedins »Nach Osten!« konnte dieses stärkste Leitmotiv nur flüchtig anklingen lassen. Der energische Politiker und begeisterte Germane Hedin enthüllt sich ganz erst in dieser großen Ausgabe seines Buches. Die knappen Skizzen der Soldatenausgabe erweitern sich hier zu einem umfassenden Panorama des gesamten östlichen Kriegsschauplatzes von Mitau bis nach Czernowitz. In vierzig packenden Kapiteln, deren wechselreicher Inhalt in der kleinen Ausgabe nur angedeutet werden konnte, erleben wir all die Ereignisse in nächster Nähe mit, die dem Jahre 1915 unvergänglichen Glanz verleihen, und fester als je erwächst uns aus diesen unbefangenen Darstellungen eines Mannes, der auch der Tapferkeit des sklavisch gehorsamen russischen Soldaten volle Gerechtigkeit widerfahren läßt, die stolze Überzeugung, daß keine Erdennacht uns den endgültigen Sieg mehr entreißen kann!

Besonders hingewiesen sei auf den Reichtum dieser großen Ausgabe an prächtigen und originellen Bildern, nach photographischen Aufnahmen und Handzeichnungen des Verfassers. In der Handhabung der Kamera und in der Führung des Zeichenstifts erweist sich Hedin als ein ebenso großer Meister wie als Schriftsteller. Auch die Ausstattung des Werkes ist sehr gut.

Technische Abende. (Verlag E. S. Mittler & Sohn, Berlin.)

Mit der neuen Reihe seiner Veröffentlichungen lenkt das Zentralinstitut für Erziehung und Unterricht die allgemeine Aufmerksamkeit auf die Bedeutung technischen Schaffens und damit der technischen Berufe. Viel zu lange haben diese im deutschen Schulleben wie in der Öffentlichkeit, auch bei Berufsuchenden und deren Eltern, die gebührende Würdigung entbehren müssen. Ihr Wert trat gegenüber dem Ansehen, das Tätigkeit und Beruf des Gelehrten und Beamten genossen, zumeist in den Hintergrund. Man erkannte wohl nicht hinreichend die idealen Seiten auch des technischen Wirkens. Daher verdienen die in den »Technischen Abenden« sich widerspiegelnden Bestrebungen die besondere Beachtung weiterer Kreise.

Heft 1. »Maschine und Werkzeug« von Geh. Regierungsrat Prof. Kammerer (mit einer Abbildung, Preis 50 Pf.). Verfasser behandelt die Notwendigkeit der Maschinenarbeit, die fast alle rohe Muskeltätigkeit in der Technik dem Menschen abnimmt. Noch wirkt vielfach der Mensch zu sehr als stumpfsinniger Handlanger der Maschine. Ihn zu ihrem Steuermann zu erziehen, bezeichnet der Verfasser als erstrebenswertes Ziel. So soll schon in der Schule weniger die Aneignung von irgendwelchem Gedächtnisstoff, sondern das Schauen und Denkenlernen, die Ausbildung der Willenskraft die Hauptaufgabe bilden. Daran anschließend beleuchtet Prof. Schlesinger den Einfluß des Werkzeuges auf Leben und Kultur.

Wir erkennen, wie das Werkzeug die Grundlage aller schaffenden Tätigkeit bildet. Zum Schluß schildert der Verfasser, wie die deutsche Arbeit die Überlegenheit auf dem Weltmarkt errungen und während des Krieges trotz Abschlusses von der übrigen Welt fort und fort weiterentwickelt hat.

Heft 2. »Die Psychologie des Arbeiters und seine Stellung im industriellen Arbeitsprozeß«. Von Prof. A. Wallichs. (Preis: 50 Pf.)

Der große Krieg brachte uns erfreulicherweise und notgedrungen den sozialen Frieden. Ihn möglichst festzuhalten, ist angesichts des nach Friedensschluß sicher eintretenden Wirtschaftskampfes mit den uns feindlich gesinnten Völkern ein dringendes Gebot der Zeit. Im engsten Zusammenhang damit steht die für das Gedeihen unseres Volkes wichtige Frage, die der Verfasser erörtert: Welche Mittel stehen zur Beeinflussung unserer Arbeiter, insbesondere der unserer maschinellen Großbetriebe, im Sinne einer Gesundung und Befreiung ihres Seelenlebens aus einer drohenden Verstumpfung zur Verfügung? Die Schrift sollten alle Arbeitgeber in der Großindustrie und im Handel, sowie deren Vertreter lesen, aber auch für die Arbeiterschaft selbst ist sie von Wichtigkeit, ebenso für Sozialpolitiker, für die Lehrer an Fortbildungsschulen usw.

Heft 3. »Werke der Technik im Landschaftsbild«. Von Geh. Regierungsrat Prof. Franz (mit 21 Abb., Preis 75 Pf.).

Die Technik des 19. Jahrhunderts hat durch unschöne Bauten manche Verunstaltung in unsern Landschaften verursacht. Der Verf. zeigt uns, daß dafür keineswegs die Wesensart der Technik verantwortlich zu machen sei, sondern irriige Anschauungen, die heute größtenteils überwunden wären, die Schuld daran trügen. Mit dem Eintritt ins 20. Jahrh. ist bei allen Technikern der verständnisvolle Wille zum Schönen durchgedrungen. Der Verfasser fordert tiefere baukünstlerische Schulung des Architekten und die Hebung des schönheitlichen Formensinnes bei den Ingenieuren als wichtige Unterrichtsmittel.

»Bodenreform«, Herausgeber Adolf Damaschke. »Kriegsbeschädigte und Kriegerheimstätten« ist ein Flugblatt überschrieben, welches in Heft 16 der »Bodenreform« auszugsweise wiedergegeben wird. Das Flugblatt enthält gemeinverständliche Erläuterungen zum Kapitalabfindungsgesetz. Zur planmäßigen Verbreitung in Auskunftsstellen, Genesungsheimen und Lazaretten kann es portofrei zum Preise von M. 2,50 für 100 Stück vom Hauptausschuß für Kriegerheimstätten, Berlin NW 23, Lessingstr. 11 bezogen werden.

Wie die Gedanken Leo Tolstojs das Programm der heute regierenden Parteien in Rußland beherrschen, zeigt ein in der »Bodenreform« abgedruckter bedeutsamer Hinweis auf die Bodenfrage als »die tiefste Erklärung aller Erscheinungen der großen russischen Umwälzung«.

Die »Bodenreform« ist die verbreitetste Zeitschrift für volkswirtschaftliche und staatsbürgerliche Bildung im deutschen Sprachgebiet. Sie kostet vierteljährlich nur M. 1,50 bei jeder Buchhandlung und Postanstalt. Probenummern versendet kostenfrei der Verlag »Bodenreform«, Berlin NW 23, Lessingstr. 11.

Anruf an das deutsche Volk zur Aufhebung der unnützen Zeitschriftlichkeit. Herausgegeben vom Deutschen Altschriftenbund. Verlag F. Soennecken, Bonn.

Dieses, mit vielen Schriftproben ausgestaltete Werk gibt eine ausführliche Erklärung über die Verhältnisse des deutschen Schriftwesens und bezweckt die Wiedereinführung der früheren deutschen Schrift, der »Altschrift oder Lateinschrift«.

Heimkultur — Deutsche Kultur. Heimstätten für Kriegsteilnehmer, Offiziere und Mannschaften. Seiner Majestät dem Kaiser und Deutschlands Kriegern gewidmet. Mit Unterstützung führender Männer herausgegeben von der Gesellschaft für Heimkultur e. V., Wiesbaden, durch Direktor E. Abigt. Preis geheftet M. 1.

Aus dem Inhalt: »Wohnungsbeschaffung für Kriegerfamilien auf dem Lande« von Großh. Baurat Heyer, Worms, und Anleitung, wie sich tatkräftige Krieger in 8 Wochen eine Heimstätte in einer soliden Volksbauweise allein oder mit Hilfe ihrer Kameraden selbst bauen, von Landwehrmann Fr. Wilh. Max Betz. Ratschläge und Hausbeispiele für Offiziers- und Kriegerfamilien. A. V.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2
Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus.

Fernsprecher:
Ami Steinplatz Nr. 7732.

Personalnotizen aus unserem Mitgliederkreis:

Dr. A. Brill, Frankfurt a. M. tut zurzeit bei der Feldwetterwarte Warschau Dienst;

Professor C. Eberhardt, Darmstadt, ist als Leutnant bei der Inspektion der Luftschifftruppen zur Luftschiff-Versuchsanstalt, Berlin, kommandiert;

Dr. Hans Gerdien, Leiter des chemisch-physikalischen Laboratoriums von Siemens & Halske, Berlin, wurde im Dezember 1916 zum Professor ernannt;

Direktor Ferdinand Rasch, Oberleutnant z. S. a. D., ist zum Geschäftsführer der Firma Flugzeugwerft G. m. b. H. in Staaken (Spandau) bestellt. Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**

Professor an der Universität Göttingen
Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
INGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGER-TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
LINIENSCHIFF-LUTNANT A. D. FRIEDENAU-BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Hofrat
Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

Geh. Reg.-Rat **Dr. H. HERGESELL**
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat **E. JOSSE**
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dipl.-Ing. **MAX MUNK**
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. A. PRÖLL
HANNOVER

Dipl.-Ing. **Dr. V. QUITTNER**
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat **F. ROMBERG**
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - 's-GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat **Dr. C. RUNGE**
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU, BERLIN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSEHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Dipl.-Ing. **SEPPELER**
BERLIN

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPLOM-ING. LUFTSCHIFFFRAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

Dr.-Ing. O. STEINITZ
BERLIN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

27. Oktober 1917.

Heft 19 und 20.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steglitz 1779, Telegr.-Adresse: Vorreiter Berlin-Steglitz.

INHALT:

Über Fluggeschwindigkeit, Windstärke und Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges. Von Prof. Dr. R. v. Mises, Straßburg i. E. S. 145.
Das Nieuport-Jagdflugzeug (Avion de chasse Nieuport, Type 17). Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin und 's-Gravenhage. (Fortsetzung aus Heft 11/12. (Mit Tafel XII). S. 151.

Die Messung von Flugleistungen in England. Von Dr. E. Everling. S. 154.
Patentachau. S. 155.
Bücher-Besprechungen. S. 156.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 156.

Über Fluggeschwindigkeit, Windstärke und Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges.

Von Prof. Dr. R. v. Mises, Straßburg i. E.

Im folgenden werden in leichtfaßlicher Weise einige ganz einfache Beziehungen zwischen der Fluggeschwindigkeit, der Windstärke und der Eigengeschwindigkeit eines Flugzeuges besprochen. Zunächst wird (1) eine anschauliche Darstellung der grundlegenden Beziehungen gegeben und eine Reihe unmittelbarer Folgerungen (2) erörtert. Als praktisch wichtigstes Ergebnis erscheint ein einfach durchführbares Verfahren (3) (das »Stoppdreieck«) zur Bestimmung der Eigengeschwindigkeit eines Flugzeuges durch Flugversuche. Hierauf wird die Frage nach der raschesten Verbindung zwischen zwei gegebenen Punkten kurz erledigt (4) und ein zeichnerisches Verfahren zur Ermittlung der Flugdauer für eine beliebig vorgeschriebene Flugbahn entwickelt. Mit Hilfe dieses Verfahrens wird der Einfluß der Windstärke auf die für das Durchfliegen einer Kreisbahn erforderliche Flugzeit ziffermäßig bestimmt (5). Den Schluß bildet die kurze Ableitung der Formeln, die man bei Messungen im Stoppdreieck an Stelle des zeichnerischen Vorganges verwenden kann¹(6).

1. Ein Flugzeug, das die Eigengeschwindigkeit v m/sec besitzt, fliegt bei Windstille nach allen Richtungen mit der gleichen Fluggeschwindigkeit, die eben die Größe v hat. Herrscht aber Wind von der Stärke w m/sec in der durch OW (Fig. 1) angedeuteten Richtung, so setzt sich die Fluggeschwindigkeit x aus w und v vektoriell zusammen. In Fig. 1 ist $OW = w$, $WX = v$ gezeichnet und $OX = x$ stellt dann die Fluggeschwindigkeit dar. Je nachdem, wohin man steuert, ändert der Vektor WX seine Richtung, während seine Länge v und sein Anfangspunkt W unverändert bleiben: Der Endpunkt X , der auch Endpunkt des Vektors OX der Fluggeschwindigkeit ist, bewegt sich auf dem Kreis mit dem Halbmesser v um W als Mittelpunkt. Wir haben somit den Satz: Trägt man alle möglichen Fluggeschwindigkeiten eines Flugzeuges — bestimmten Wind und bestimmte Gashebelstellung usf. vorausgesetzt — von einem festen Punkt O aus nach Größe und Richtung auf, so liegen die Endpunkte dieser Strecken auf einem Kreis. Oder mit andern Worten: Startet eine Reihe von Flugzeugen mit gleicher Eigengeschwindigkeit gleichzeitig von einem Punkt aus nach verschiedenen Richtungen, so befinden sie sich jederzeit auf dem Umfang einer Kreislinie; der Mittelpunkt dieses Kreises schreitet mit der Windgeschwindigkeit fort, der Halbmesser vergrößert sich mit der Eigengeschwindigkeit der Flugzeuge.

Fig. 1 läßt ohne weiteres erkennen, daß ein Flugzeug dann und nur dann nach allen Richtungen fliegen kann, wenn seine Eigengeschwindigkeit v größer ist als die Wind-

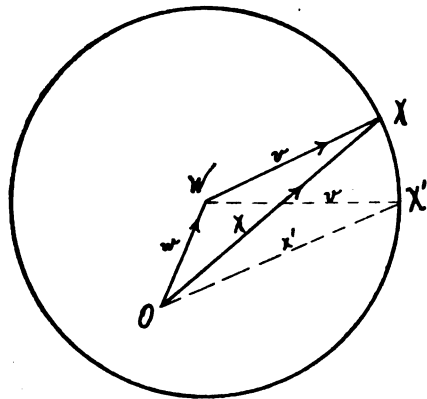


Fig. 1.

stärke w . Die größte Fluggeschwindigkeit ist dann $v + w$, die kleinste $v - w$, die erste hat die Richtung des Windes, die zweite die entgegengesetzte. Ist aber $w > v$, die Windstärke größer als die Eigengeschwindigkeit, dann tritt der Fall der Fig. 2 ein, wo der Punkt O außerhalb des Kreises um W liegt. Jetzt ist die Flugmöglichkeit auf einen Winkelbereich beschränkt, dessen Grenzen man, wie Fig. 2 zeigt,

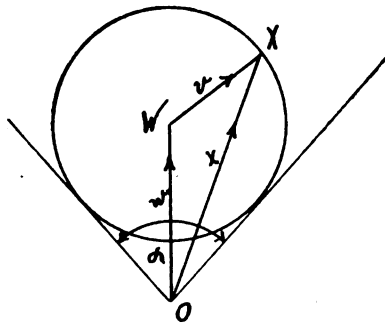


Fig. 2.

durch Ziehen der Tangenten von O an den »Geschwindigkeitskreis« erhält. Die Öffnung α dieses Bereiches wird, wie man sieht, durch

$$\sin \frac{\alpha}{2} = \frac{v}{w} \quad (1)$$

bestimmt. Die Größt- und Kleinstwerte der Fluggeschwindigkeit sind dieselben wie früher. In dem Grenzfall $w = v$, Windstärke gleich Eigengeschwindigkeit, ergibt sich wohl (Fig. 3) ein dem Flugzeug zugänglicher Bereich von 180° ,

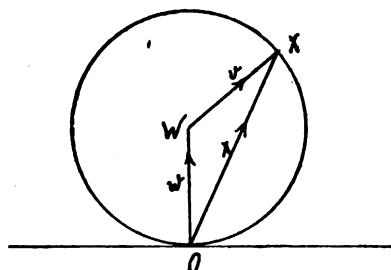


Fig. 3.

aber die Fluggeschwindigkeit an der Grenze des Bereiches ist $w - v = 0$, d. h. praktisch ist nur ein Fliegen innerhalb der nach der Windseite zu liegenden Halbebene, nicht aber an der Grenze möglich. Im folgenden werden wir stets den Fall $v > w$ voraussetzen.

2. Die Fluggeschwindigkeiten x_1 und x_2 für Hin- und Rückflug auf einer gegebenen Strecke ergeben sich in unserer

Darstellung als die beiden Abschnitte OX_1 und OX_2 (Fig. 4) einer durch O gezogenen Sehne des Geschwindigkeitskreises. Nach einer bekannten Eigenschaft des Kreises hat das Produkt dieser Abschnitte einen von der Sehnenrichtung unabhängigen Wert, es ist also $OX_1 \cdot OX_2 = OA \cdot OB$ (Fig. 4) oder

$$x_1 x_2 = (v + w)(v - w) = v^2 - w^2 \quad (2)$$

Das Produkt der Fluggeschwindigkeiten für Hin- und Rückflug auf einer beliebigen Strecke ist für alle Strecken dasselbe, nämlich $v^2 - w^2$.

Ist eine Streckenlänge a gegeben, so findet man die Flugzeit für diese Strecke:

$$t = \frac{a}{x} \quad (3)$$

demnach die Flugzeiten für Hin- und Rückflug:

$$t_1 = \frac{a}{x_1}, \quad t_2 = \frac{a}{x_2}, \quad t_1 t_2 = \frac{a^2}{x_1 x_2} = \frac{a^2}{v^2 - w^2} \quad (4)$$

Es ist also auch das Produkt der Flugzeiten für Hin- und Rückflug auf einer Strecke gegebener Länge von der Richtung der Strecke unabhängig.

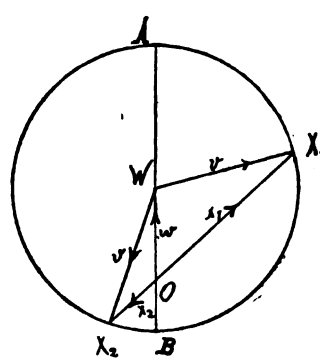


Fig. 4.

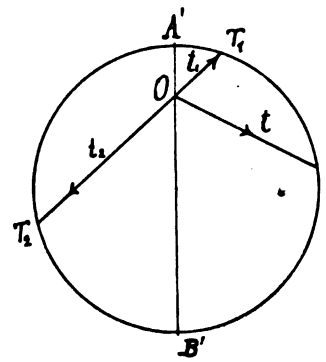


Fig. 5.

Setzt man in den Ausdruck für t_1 den Wert von x_1 aus der Gleichung (2) ein:

$$t_1 = \frac{a}{x_1} = \frac{a}{v^2 - w^2} x_2 \quad (5)$$

so sieht man, daß die Zeit für den Hinflug der Geschwindigkeit auf dem Rückflug proportional ist. Trägt man daher (Fig. 5) von einem festen Punkt O aus nach jeder Richtung die Flugzeit t für eine in dieser Richtung liegende Flugstrecke von der Größe a auf, also $OT = a : x$, so müssen die Endpunkte T wieder auf einem Kreis, dem »Zeitkreis«, liegen, der — abgesehen vom Maßstab — ein Spiegelbild des Geschwindigkeitskreises in bezug auf eine durch O gelegte Horizontale ist. Mit andern Worten: Es muß der senkrechte Durchmesser $A'B'$ des Zeitkreises durch O in demselben Verhältnis geteilt werden, wie AB in Fig. 4, aber während früher die längere Strecke OA und die kürzere OB war, ist jetzt umgekehrt OA' die kürzere und OB' die längere. Wir haben jedenfalls den Satz: Wird von einem festen Punkt O aus in der Richtung der Flugstrecke, die die feste Länge a , aber beliebige Richtung hat, die zugehörige Flugzeit $OT = t$ aufgetragen, so liegen die Endpunkte T auf einem Kreis.

Die Zeit, die für Hin- und Rückflug auf der Strecke a erforderlich ist, wird jetzt durch die ganze Sehnenlänge einer durch O gezogenen Sehne des Zeitkreises dargestellt. Man sieht, daß die längste Zeit für eine in der Windrichtung liegende Strecke gebraucht wird (obwohl hier die Summe der Fluggeschwindigkeiten den größten Wert besitzt), die kürzeste Zeit für eine zur Windrichtung senkrechte. Überhaupt ist die Zeitsumme

$$t_1 + t_2 = \frac{a}{x_1} + \frac{a}{x_2} = \frac{a}{x_1 x_2} (x_1 + x_2) = \frac{a}{v^2 - w^2} (x_1 + x_2) \quad (6)$$

der Summe der Fluggeschwindigkeiten direkt (nicht wie man vermuten könnte, umgekehrt) proportional, so daß auch die Sehnenlängen im Geschwindigkeitskreis ein Bild für die Dauer des Hin- und Rückfluges abgeben.

Ist die Gesamtflugdauer $T = t_1 + t_2$, etwa durch die mitgeführte Betriebsmittelmengende, beschränkt, so ist es möglich, daß eine Strecke von vorgeschriebener Länge a gar nicht oder nur dann hin und zurück geflogen werden kann, wenn sie in einem gewissen Winkelbereich liegt. Man stellt dies und gegebenenfalls die Größe des Winkelbereiches fest, indem man die Sehne von der entsprechenden Länge durch O hindurchlegt. Um auch gleich die Bestimmung der Maßstäbe zu erledigen, nehmen wir ein Zahlenbeispiel vor. Sei $v = 30$ ms, $w = 15$ m/s, die Flugstrecke $a = 200$ km und die größte Gesamtflugzeit $T = 4\frac{1}{2}$ h = 16200 s. Der Zeitkreis ist dadurch bestimmt, daß man (Fig. 6)

$$OA' = \frac{a}{v+w} = 4444 \text{ s}, \quad OB' = \frac{a}{v-w} = 13333 \text{ s}$$

im Zeitmaßstab aufträgt und über $A'B'$ als Durchmesser den Kreis errichtet. In demselben Maßstab ist jetzt eine Sehne von der Länge $T = 16200$ s durch O zu legen. Das geschieht in der Weise, daß man die Länge T zunächst von A' aus auf dem Zeitkreis abträgt, dadurch die Sehne $A'S = T$ erhält, dann mit dem Mittelpunkt in W' einen $A'S$ berührenden Kreis, endlich die Tangenten an diesen Kreis von O aus zeichnet. Der schraffierte Winkelbereich zwischen diesen Tangenten ist

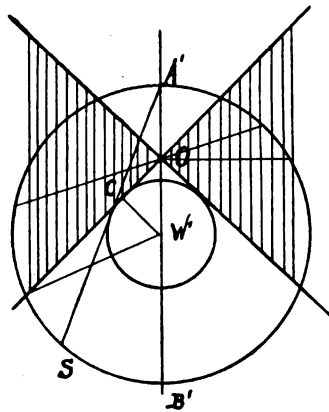


Fig. 6.

der gesuchte Bereich, in dem der Hin- und Rückflug noch möglich ist. Wenn die Sehnenlänge T größer ist als der Durchmesser des Zeitkreises, so ist jede Richtung möglich, ist sie kleiner als die durch O gelegte, zu $A'B'$ senkrechte Sehne, keine. Rechnungsmäßig ergibt sich der Halbmesser des Zeitkreises zu

$$\frac{1}{2} A'B' = \frac{1}{2} \left[\frac{a}{v+w} + \frac{a}{v-w} \right] = \frac{av}{v^2 - w^2} \quad (7)$$

der Abstand des Mittelpunktes W' von O zu

$$OW' = \frac{1}{2} A'B' - \frac{a}{v+w} = \frac{1}{2} \left[\frac{a}{v-w} - \frac{a}{v+w} \right] = \frac{aw}{v^2 - w^2} \quad (8)$$

Die Sehnen der Länge T haben den Mittelpunktsabstand:

$$W'C = \sqrt{\left(\frac{av}{v^2 - w^2}\right)^2 - \frac{T^2}{4}} \quad (9)$$

so daß der Öffnungswinkel α des gesuchten Bereiches durch

$$\cos \frac{\alpha}{2} = \frac{W'C}{OW'} = \frac{1}{w} \sqrt{v^2 - \left(\frac{T}{2} \frac{v^2 - w^2}{a}\right)^2} \quad (10)$$

gegeben ist. Der Ausdruck rechts ist nur dann reell und absolut kleiner als 1, wenn $T < A'B'$ und $W'C < OW'$.

Unter der Reichweite eines Flugzeuges versteht man die Länge l einer Strecke, die mit der gegebenen Betriebsmittelmengende oder, was dasselbe ist, in der gegebenen Zeit T hin und zurück geflogen werden kann. Wenn Wind herrscht, ist die Reichweite nach jeder Richtung eine andere, wie nach Fig. 6 zu beurteilen, am größten senkrecht zum Wind, am kleinsten in der Richtung des Windes. Nennen wir s die Länge einer durch O gezogenen Sehne des Zeitkreises, so gibt, wie wir wissen, s die Zeit für das Hin- und Zurückfliegen auf der Strecke a . Mithin ist

$$l : a = T : s, \quad l = \frac{aT}{s} \quad (11)$$

d. h. die Reichweite für irgendeine Richtung ist der Länge der dieser Richtung parallelen Sehne des Zeitkreises umgekehrt proportional. In Fig. 7 haben wir durch Bestimmung und Auftragen der reziproken Längen zu Fig. 6 das Bild der Reichweiten für $T = 4\frac{1}{2}$ h entworfen. Der Maßstab ergibt sich unmittelbar aus (11).

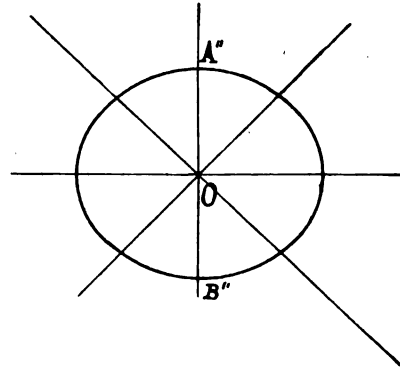


Fig. 7.

3. Zur Bestimmung der Eigengeschwindigkeit v eines Flugzeuges pflegt man in der Regel derart vorzugehen, daß man eine beliebige Flugstrecke a hin und zurück fliegt, die beiden Flugeschwindigkeiten $x_1 = a : t_1$ und $x_2 = a : t_2$ ermittelt und aus beiden das arithmetische Mittel bildet. Dieser Vorgang kann nach unserer Darstellung nur dann richtig sein, wenn die Flugstrecke genau parallel zum Wind liegt. Es ist aber meist sehr schwierig, die Windrichtung genau festzustellen und nicht immer möglich, in einer beliebigen Richtung eine Strecke abzustecken. Ein Verfahren, das jedoch stets einwandfrei zum Ziel führt, ist das folgende:

Man durchfliegt drei Strecken von bekannten Längen und verschiedenen Richtungen, z. B. die drei Seiten eines Dreieckes (Fig. 8) oder die auf den Dreieckseiten abgesteckten Strecken A_1B_1, A_2B_2, A_3B_3 , oder eine beliebige Strecke hin und zurück und eine dritte, die nicht parallel zu ihr liegt od. dgl. Die drei Längen (die nicht notwendig verschieden sind) seien l_1, l_2, l_3 , die Flugzeiten t_1, t_2, t_3 , so daß die Geschwindigkeiten sich zu

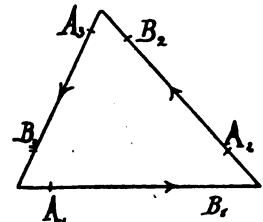


Fig. 8.

so daß die Geschwindigkeiten sich zu

$$x_1 = \frac{l_1}{t_1}, \quad x_2 = \frac{l_2}{t_2}, \quad x_3 = \frac{l_3}{t_3} \quad (12)$$

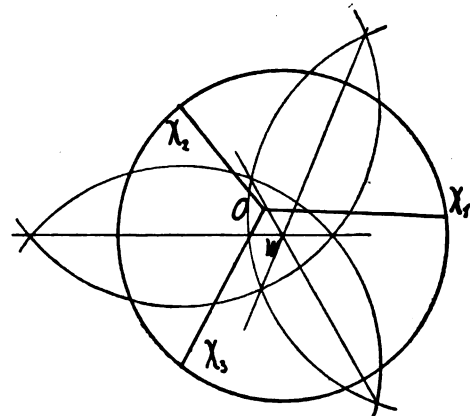


Fig. 9.

ergeben. Trägt man die drei Größen x_1, x_2 und x_3 parallel den betreffenden Flugrichtungen von einem festen Punkt O aus auf $x_1 = OX_1, x_2 = OX_2, x_3 = OX_3$ (Fig. 9), so liegen die Endpunkte nach dem oben Dargelegten auf dem Geschwindigkeitskreis. Sucht man daher in bekannter Weise den Mittelpunkt W des dem Dreieck $X_1X_2X_3$ umschriebenen Kreises

auf, so erhält man in dessen Halbmesser $WX_1 = WX_2 = WX_3$ die gesuchte Eigengeschwindigkeit v und überdies in OW die Windstärke nach Größe und Richtung:

Um die Eigengeschwindigkeit v eines Flugzeuges zu bestimmen, ermittelt man durch drei Stoppungen die Fluggeschwindigkeiten für irgendwelche drei Richtungen, trägt sie von einem festen Punkt aus parallel den drei Flugrichtungen auf und konstruiert den dem Dreieck der drei Endpunkte umschriebenen Kreis: sein Halbmesser ist das gesuchte v . (Fig. 12).

Für die Anwendung des Verfahrens wird es sich empfehlen, die drei Flugwege ein für allemal abzustecken und entsprechend zu vervielfältigende Vordrucke mit den vorgezeichneten drei Richtungsstrahlen und den eingeschriebenen Längen bereit zu halten. Nach dem Flugversuch sind dann nur aus den bekannten l_1, l_2, l_3 und den beobachteten t_1, t_2, t_3 die Geschwindigkeiten x_1, x_2, x_3 zu berechnen und auf den Strahlen aufzutragen. Zu den drei Paaren von Endpunkten X_1X_2, X_2X_3 und X_3X_1 zeichnet man die Seitenhalbierenden, die sich in einem Punkte treffen müssen, so daß man zugleich eine Kontrolle für die Genauigkeit der Zeichnung hat. Die Entfernung WX_1 ist natürlich in demselben Maßstab abzulesen, in dem die x aufgetragen wurden.

Die rechnermäßige Bestimmung von v aus den drei Größen x_1, x_2 und x_3 und den von den Flugstrecken eingeschlossenen Winkeln $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ ist nicht gleich einfach wie die Konstruktion (siehe unter 6). Als Näherung, bei nicht zu großen Unterschieden zwischen den drei beobachteten x -Werten, kann man den Ausdruck

$$v \sim \frac{x_1 \sin \alpha_1 + x_2 \sin \alpha_2 + x_3 \sin \alpha_3}{\sin \alpha_1 + \sin \alpha_2 + \sin \alpha_3} \dots (13)$$

verwenden (vgl. unten Pkt. 6), wobei die \sin feste Werte sind, die durch entsprechende Wahl der Winkel zu einfachen Zahlen

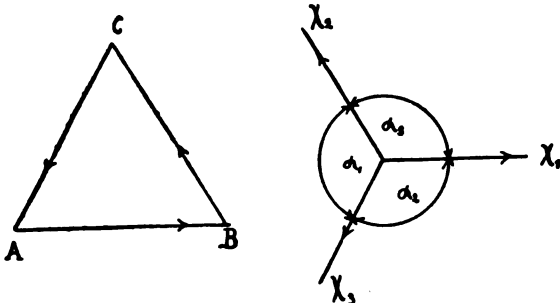


Fig. 10.

werden, z. B. im Fall der Fig. 10, mit $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = 120^\circ$,

$$v \sim \frac{1}{3} (x_1 + x_2 + x_3) \dots (13')$$

Bilden die drei Strecken l_1, l_2, l_3 ein geschlossenes Dreieck, so kann man die Längen l_1, l_2, l_3 an Stelle der \sin in (13) einführen.

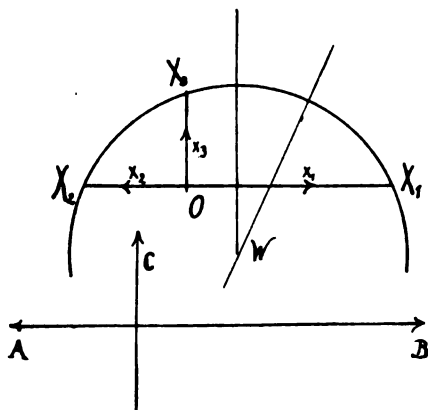


Fig. 11.

Will man einen in allen Fällen genau richtigen und noch genügend einfachen Ausdruck für v haben, so wählt man, wie in Fig. 11 dargestellt, zwei Flugstrecken entgegengesetzt

gerichtet und die dritte senkrecht dazu. Die Konstruktion (Fig. 11) ergibt dann (vgl. a. Pkt. 6)

$$v^2 = \left(\frac{x_1 + x_2}{2}\right)^2 + \left(\frac{x_1 x_2 - x_3^2}{2 x_3}\right)^2 \dots (14)$$

In manchen Fällen wird es möglich sein, neben den Geschwindigkeiten x_1 und x_2 für Hin- und Rückflug auf einer Strecke auch den Winkel φ der Windrichtung gegen die Flug-

strecke oder den Winkel ϑ der Flugzeugachse gegen die Flugrichtung, die sog. Abtrift, zu messen. Man hat dann, wie die Fig. 12 unmittelbar zeigt,

$$v = \frac{1}{2} \sqrt{(x_1 + x_2)^2 + (x_1 - x_2)^2 \operatorname{tg}^2 \varphi} \dots (15)$$

bzw.

$$v = \frac{x_1 + x_2}{2 \cos \vartheta} \dots (16)$$

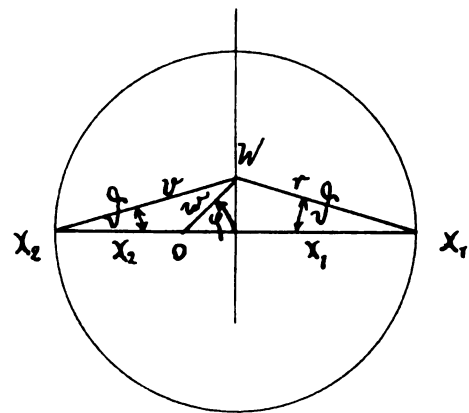


Fig. 12.

Natürlich kann auch in diesen Fällen die zeichnerische Ermittlung des Punktes W eintreten, die sich ohne nähere Erläuterung ergibt.

4. Die kürzeste Flugbahn, in der von einem gegebenen Punkt A aus nach einem zweiten Punkt B geflogen werden kann, ist jedenfalls die gerade. Es ist aber keineswegs selbstverständlich, daß dies auch die rascheste Verbindung, d. h. die Bahn kleinster Flugdauer sein muß. Denn geht man (Fig. 13) statt von A direkt nach B , zuerst nach C und

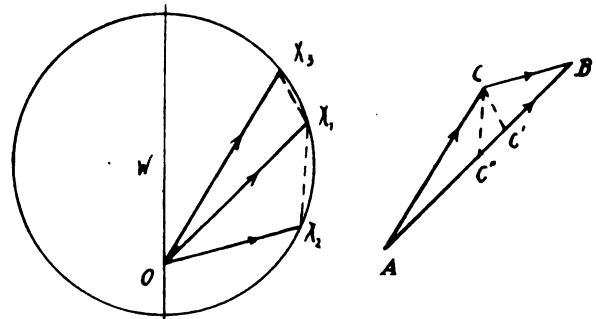


Fig. 13.

erst von hier nach B , so hat man zwar im ganzen einen längeren Weg, aber für den größten Teil dieses Weges, nämlich das Stück AC , ist die Geschwindigkeit x_3 größer als die Geschwindigkeit x_1 längs AB , wie man durch Ziehen der Parallelen $OX_1 \parallel AB, OX_2 \parallel CB, OX_3 \parallel AC$ im Geschwindigkeitskreis erkennt.

Um die Frage nach der raschesten Verbindung zu erledigen, führen wir folgende Konstruktion der zur Zurücklegung einer Strecke AC erforderlichen Flugzeit ein. Wir ziehen durch C eine Parallele zu X_3X_1 bis zum Schnitt C' mit AB . Dann folgt aus der Ähnlichkeit $ACC' \sim OX_3X_1$:

$$AC' = OX_1 \cdot \frac{AC}{OX_3} = OX_1 \cdot \frac{AC}{x_3} = OX_1 \cdot t_3 \dots (17)$$

wenn mit t_3 die zum Durchfliegen von AC notwendige Zeit

bezeichnet wird. Zieht man ebenso $CC'' // X_1X_2$, so ergibt die Ähnlichkeit $BCC'' \sim OX_2X_1$:

$$C''B = OX_1 \cdot \frac{CB}{OX_2} = OX_1 \frac{CB}{x_2} = OX_1 \cdot t_2 \dots (18)$$

wenn t_2 die Flugdauer für CB bedeutet. Endlich ist zu beachten, daß AB selbst nichts anderes als das Produkt von OX_1 oder x_1 in die Flugdauer t_1 der Strecke AB darstellt. Da nun die Frage dahin geht, ob t_1 oder $t_2 + t_3$ größer ist, kommt es darauf an, ob $AC' + C''B$ größer oder kleiner als AB ist oder, was auf dasselbe hinausläuft, ob C'' oder C' näher an A liegt. Tatsächlich erkennt man, daß aus der Eigenschaft des Kreises, überall nach außen hin konvex zu sein, stets die Lage der Punkte $AC''C'B$ folgt, die sich in unserer Fig. 13 ergeben hat. D. h. es ist immer

$$t_2 + t_3 > t_1 \dots (19)$$

mit andern Worten: Durch Abschneiden einer Ecke verkürzt man stets die Flugdauer, ohne Rücksicht auf den Wind.

Aus der vorstehenden Überlegung folgt weiter, daß die gerade Flugbahn immer die kürzere Flugdauer gegenüber allen vieleckigen Verbindungen zwischen Anfangs- und Endpunkt aufweist. Da aber auch jede Kurve durch einen Grenzübergang aus einem Vieleck von großer Seitenzahl abgeleitet werden kann, so muß auch für jede krummlinige Verbindung zwischen zwei Punkten die Flugdauer größer sein als für die gerade. Das allgemeine Ergebnis lautet: Unter allen möglichen Flugbahnen zwischen zwei festen Punkten hat, gleichgültig woher der Wind weht, die gerade die kürzeste Flugzeit¹⁾.

5. Die eben angedeutete Konstruktion läßt sich mit geringen Änderungen dazu verwenden, die für das Durchfliegen einer beliebig vorgeschriebenen Bahn erforderliche Zeit zu bestimmen. Sei in Fig. 14 zunächst ein gebrochener

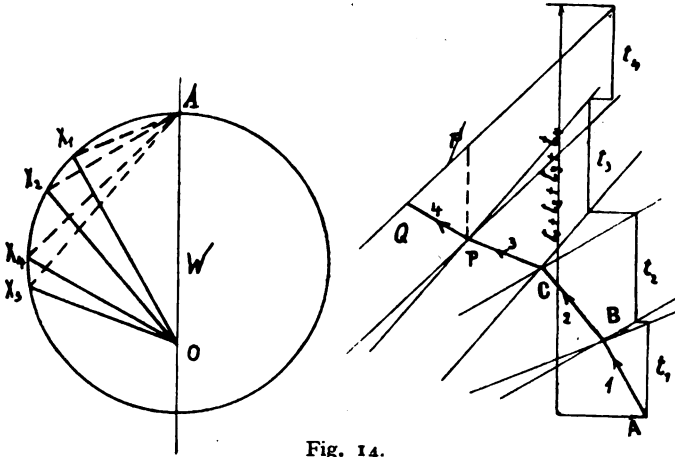


Fig. 14.

Linienzug $ABC \dots$ als Flugbahn gegeben. Das Geschwindigkeitsbild dazu bestehe aus dem Kreis um W als Mittelpunkt mit O als Anfangspunkt. Um die Flugzeit für irgendein geradliniges Stück PQ der Flugbahn zu ermitteln, ziehen wir $OX_4 // PQ$, so daß also OX_4 die Geschwindigkeit x für PQ darstellt, dann durch P und Q je eine Parallele zu AX_4 . Der vertikale Abstand dieser beiden Parallelen ist, wie man aus der Ähnlichkeit der Dreiecke $PP'Q \sim OAX_4$ erkennt, gleich

$$OA \frac{PQ}{OX_4} = OA \frac{l}{x} = OA \cdot t \dots (20)$$

also bis auf den konstanten Faktor OA gleich der für PQ benötigten Flugzeit. Es kommt jetzt nur noch darauf an, die einzelnen so gefundenen Zeitstrecken richtig zusammenzusetzen. Um dies zu erreichen, geht man wie folgt vor:

¹⁾ Die elementare Ableitung im Text ist der der Variationsrechnung überlegen, da wir die Extremumseigenschaft der Geraden nicht nur für unendlich kleine Variationen, sondern für beliebig große bewiesen haben. Andererseits ist bei der Beweisführung — ähnlich wie in der Variationsrechnung — die Existenz einer Lösung bereits vorausgesetzt.

Zunächst werden zu allen Seiten des Bahnvierecks die parallelen Strahlen $OX_1, OX_2 \dots$ des Geschwindigkeitsbildes gezogen, oder wenigstens die Punkte $X_1, X_2 \dots$ auf dem Geschwindigkeitskreis bestimmt. Hierauf zieht man durch jede Ecke des Bahnvierecks je eine Parallele zu den beiden, den angrenzenden Seiten entsprechenden Geraden $AX_1, AX_2 \dots$ des Geschwindigkeitsbildes. Endlich zeichnet man zwischen diese Parallelen eine aus Vertikalen und Horizontalen bestehende Treppenlinie ein (Fig. 14), indem man im Anfangspunkt der Bahn mit einer Vertikalen beginnt, mit dieser bis zur ersten durch den zweiten Eckpunkt gezogenen Parallelen geht, von hier horizontal bis zur zweiten Parallelen durch B , dann wieder vertikal bis zur ersten Parallelen durch C usw. Die Höhe des letzten Punktes über dem Anfangspunkt stellt die Flugdauer dar. Der Maßstab ist so bestimmt: Wenn 1 mm der gezeichneten Bahnlinie k_1 m bedeutet und 1 mm im Geschwindigkeitsbild k_2 m/s, so bedeutet 1 mm Höhe $k_3 = \frac{k_1}{k_2 \cdot OA}$ s, wobei OA in mm einzusetzen ist.

Ist die gegebene Flugbahn kein Vieleck, sondern eine krumme Linie, so muß man dasselbe Verfahren in der Weise anwenden, daß man die stetig gekrümmte Linie durch ein hinreichend nahe verlaufendes Vieleck ersetzt. Aus den Überlegungen des vorangehenden Abschnittes folgt, daß die Flugdauer einer beliebigen krummen Bahn kleiner sein muß, als die für ein umschriebenes und größer als die für ein eingeschriebenes Vieleck. Nach dieser Bemerkung läßt sich die Flugdauer mit beliebiger Annäherung ermitteln.

Ein etwas anderer Vorgang empfiehlt sich als einfacher, wenn ein Vieleck von lauter gleich langen Seiten als Flugbahn anzusehen ist. (Der Fall einer krummlinigen Bahn läßt sich immer auf diesen zurückführen.) Hier erinnern wir uns der Bedeutung des »Zeitkreises« (Pkt. 2), in dem die von O aus gezogenen Fahrstrahlen die für eine Strecke von bestimmter Länge a erforderliche Flugzeit darstellen. Sei beispielsweise nach der Flugzeit für eine geschlossene Kreisbahn (Fig. 15) gefragt. Wir ersetzen den Kreis, was praktisch durchaus hinreichend ist, durch ein regelmäßiges 24-Eck, von dem eine Hälfte in Fig. 15 dargestellt ist. Das Verhältnis

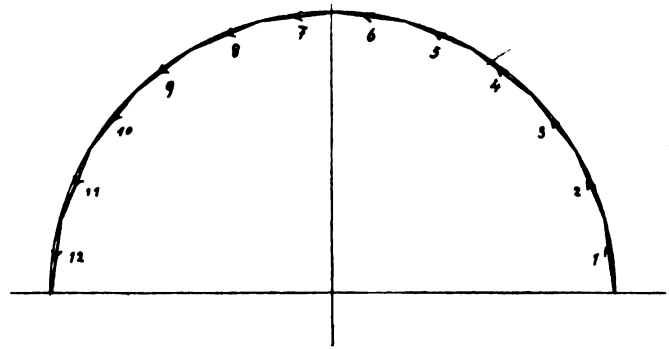


Fig. 15.

von Windstärke zu Eigengeschwindigkeit sei $1 : 4$. Wir setzen $w = 1, v = 4, a = 75$ mm und erhalten für den Zeitkreis K_1 :

$$OA_1' = \frac{a}{w + v} = 15 \text{ mm}, \quad OB_1' = \frac{a}{v - w} = 25 \text{ mm}.$$

Dadurch ist der Kreis K_1 bestimmt, von dem nur die linke Hälfte in Fig. 16 gezeichnet ist. Parallel den 12 Seiten des halben 24-Ecks sind die Strahlen durch O gezogen und die Längen dieser Strahlen, bis zum Schnitt mit dem Halbkreis, mit Hilfe des Zirkels addiert worden. Ganz dieselbe Konstruktion ist auch für die Annahmen $w = 2, v = 4$ und $w = 3, v = 4$ durchgeführt und das Ergebnis jedesmal ins Verhältnis zu der zwölffachen Länge des Halbmessers $75 : 4 = 18,75$ gesetzt, der sich für den Zeitkreis K_0 bei $v = 4, w = 0$ ergibt. Die drei so errechneten Quotienten 1,055, 1,251 und 1,906 sind dann in Fig. 17 zu den Werten von $w : v = 0,25, 0,50$ und $0,75$ als Abszissen aufgetragen und mit dem Punkte von der Ordinate 1 für $w : v = 0$ durch eine glatte Kurve verbunden worden. Diese Kurve stellt in anschaulicher Weise den Einfluß der Windstärke auf die für

das Durchfliegen eines Kreises erforderliche Zeit dar. Die untere Linie in Fig. 17 gibt in derselben Weise die Zeiten an, die für den einen Halbkreis, der vom Wind begünstigt wird, gebraucht wird. Während die obere Linie monoton ansteigt, nimmt die zweite erst ab, dann zu. Die in Fig. 17 zusammengestellten Ergebnisse sind von allgemeiner Bedeutung, d. h. sie gelten für alle Windstärken, Eigengeschwindigkeiten usf.¹⁾ Die Anwendung mag folgendes Beispiel zeigen:

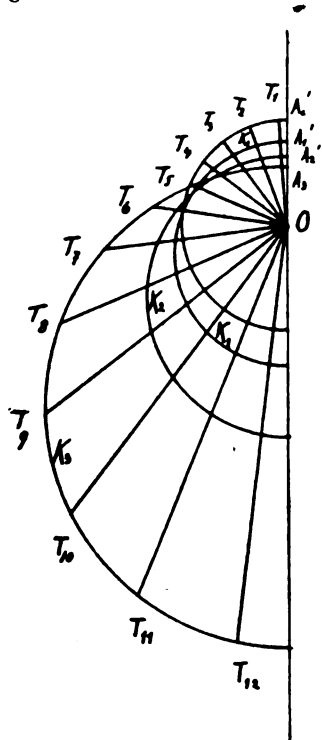


Fig. 16.

Zwei Flugzeuge mit den Eigengeschwindigkeiten $v_1 = 150$ km/h und $v_2 = 180$ km/h sollen einen Kreis von 150 km Länge umfliegen. Bei Windstille braucht das langsamere Flugzeug 60, das raschere 50 min, also Unterschied 10 min. Herrscht eine Windstärke von $w = 45$ km/h oder 12,5 m/s, so hat das eine Flugzeug $w : v_1 = 0,3$, das zweite $w : v_2 = 0,25$. Die Ordinaten der oberen Linie in Fig. 17 für diese Abszissen sind 1,10 und 1,055, somit die Flugzeiten: $60 \cdot 1,10 = 66$ und $50 \cdot 1,055 = 52,75$ min, Unterschied 13,25 min. Beträgt die Windstärke noch das Doppelte, so hat man $w : v_1 = 0,6$ und $w : v_2 = 0,5$, dafür nach Fig. 16 die Faktoren 1,44 bzw. 1,25, also Flugzeiten $60 \cdot 1,44 = 86,4$ min und $50 \cdot 1,25 = 62,5$, Unterschied 24 min! Man sieht, in welchem Maße das langsamere Flugzeug trotz der geschlossenen Kreisbahn bei stärkerem Wind in Nachteil gerät.

6. Wir bringen jetzt die oben aufgeschobene formelmäßige Bestimmung der Eigengeschwindigkeit v aus drei Messungen, die an Stelle der Konstruktion des umschriebenen Kreises oder neben dieser zu verwenden ist. Als gegeben sind anzusehen: die drei Geschwindigkeiten x_1, x_2 und x_3 sowie die drei Winkel $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$ zwischen je zwei Strahlen, mit der Summe

$$\alpha_1 + \alpha_2 + \alpha_3 = 360^\circ \dots (21)$$

Als Hilfsgröße führen wir zunächst den Winkel ϑ_1 des ersten Geschwindigkeitsstrahles mit der Windrichtung ein. Dann ergibt nach Fig. 18 der cos-Satz für das Dreieck OWX_1 :

$$v^2 = w^2 + x_1^2 - 2 w x_1 \cos \vartheta_1 \dots (22)$$

Diese Gleichung enthält außer v noch die beiden Unbekannten w und ϑ_1 , dafür haben wir aber noch zwei weitere Gleichungen von der Form (22), wenn wir x_2 und x_3 verwenden:

$$\left. \begin{aligned} v^2 &= w^2 + x_2^2 - 2 w x_2 \cos \vartheta_2 \\ v^2 &= w^2 + x_3^2 - 2 w x_3 \cos \vartheta_3 \end{aligned} \right\} \dots (23)$$

Hier sind zwar wieder ϑ_2 und ϑ_3 als neue Unbekannte eingetreten, aber die Differenzen zwischen den ϑ sind ja bekannt:

$$\vartheta_2 - \vartheta_3 = \alpha_1, \vartheta_3 - \vartheta_1 = \alpha_2 - 2\pi, \vartheta_1 - \vartheta_2 = \alpha_3, (24)$$

¹⁾ Die analytische Durchführung der Aufgabe führt auf das vollständige elliptische Integral zweiter Gattung

$$E(k) = \int_0^{\frac{\pi}{2}} \sqrt{1 - k^2 \sin^2 \varphi} d\varphi.$$

Setzt man $w : v = k$, so wird das Zeitverhältnis für den Vollkreis (Ordinate der oberen Linie in Abb. 17) gleich $\frac{2 E(k)}{\pi(1 - k^2)}$ und die Zeitdifferenz für die beiden Halbkreise (Unterschied der beiden Ordinatenabschnitte, Abb. 17) gleich $\frac{2k}{\pi(1 - k^2)}$. Für $k = 0,5$ ergibt die Rechnung die obere Ordinate zu 1,246, die untere zu 0,411.

so daß also (22) und (23) zur Ausscheidung von w und ϑ und zur Berechnung von v ausreichen müssen.

Subtrahiert man je zwei der Gleichungen (22) und (23) voneinander und setzt man zur Abkürzung

$$a = \frac{x_2^2 - x_3^2}{x_2 x_3}, \quad b = \frac{x_3^2 - x_1^2}{x_3 x_1}, \quad c = \frac{x_1^2 - x_2^2}{x_1 x_2} \dots (25)$$

so erhält man:

$$\left. \begin{aligned} a &= 2w \left(\frac{\cos \vartheta_2}{x_3} - \frac{\cos \vartheta_3}{x_2} \right) \\ b &= 2w \left(\frac{\cos \vartheta_3}{x_1} - \frac{\cos \vartheta_1}{x_3} \right) \\ c &= 2w \left(\frac{\cos \vartheta_1}{x_2} - \frac{\cos \vartheta_2}{x_1} \right) \end{aligned} \right\} \dots (26)$$

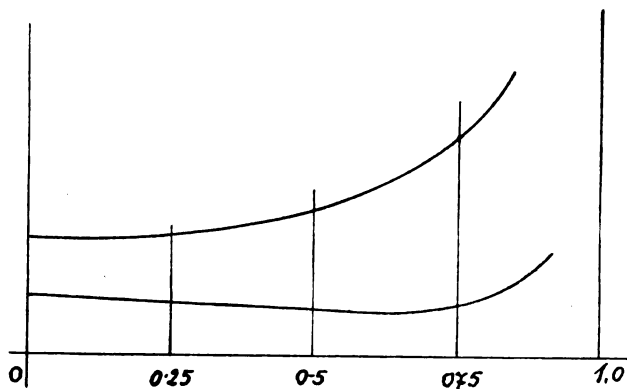


Fig. 17.

Multipliziert man diese drei Gleichungen der Reihe nach mit $\cos \vartheta_1, \cos \vartheta_2$ und $\cos \vartheta_3$ und addiert sie, so fällt rechts alles fort:

$$a \cos \vartheta_1 + b \cos \vartheta_2 + c \cos \vartheta_3 = 0 \dots (27)$$

Nimmt man statt der cos die sin, so entstehen Ausdrücke wie $\cos \vartheta_2 \sin \vartheta_1 - \cos \vartheta_1 \sin \vartheta_2$, wofür $\sin \alpha_3$ zu schreiben ist:

$$a \sin \vartheta_1 + b \sin \vartheta_2 + c \sin \vartheta_3 = 2w \cdot C \dots (28)$$

wenn zur Abkürzung

$$C = \frac{\sin \alpha_1}{x_1} + \frac{\sin \alpha_2}{x_2} + \frac{\sin \alpha_3}{x_3} \dots (29)$$

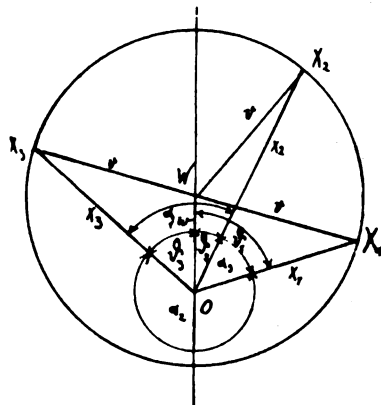


Fig. 18.

geschrieben wird. Quadriert man (27) und (28) und addiert, so geben je zwei quadratische Glieder den Faktor $\sin^2 + \cos^2 = 1$ und die doppelten Produkte Faktoren wie $\cos \vartheta_1 \cos \vartheta_2 + \sin \vartheta_1 \sin \vartheta_2$, wofür $\cos \alpha_3$ zu setzen ist, mithin:

$$a^2 + b^2 + c^2 + 2ab \cos \alpha_3 + 2bc \cos \alpha_1 + 2ac \cos \alpha_2 = 4w^2 C^2 (30)$$

Durch diese Gleichung ist w^2 bestimmt, wir müssen also nur noch den zweiten Teil der rechten Seite von (22), wofür wir u^2 schreiben wollen, berechnen, nämlich

$$u^2 = x_1(x_1 - 2w \cos \vartheta_1) \dots (31)$$

Zu diesem Zwecke multiplizieren wir (28) mit $\cos \vartheta_1$ und subtrahieren davon die mit $\sin \vartheta_1$ multiplizierte (27), das gibt:

$$c \sin \alpha_1 - b \sin \alpha_3 = 2 w C \cos \vartheta_1. \quad (32)$$

Darunter setzen wir die unmittelbare Folgerung aus (29):

$$\sin \alpha_1 + \frac{x_1}{x_2} \sin \alpha_2 + \frac{x_1}{x_3} \sin \alpha_3 = C x_1. \quad (33)$$

Subtrahiert man (32) von (33), so ergibt sich mit Rücksicht auf die Bedeutung von b und c nach (25):

$$\sin \alpha_1 + \frac{x_2}{x_1} \sin \alpha_2 + \frac{x_3}{x_1} \sin \alpha_3 = C (x_1 - 2 w \cos \vartheta_1). \quad (34)$$

demnach aus (31):

$$u^2 = \frac{1}{C} (x_1 \sin \alpha_1 + x_2 \sin \alpha_2 + x_3 \sin \alpha_3). \quad (35)$$

Wegen $v^2 = w^2 + u^2$ wird endgültig:

$$v^2 = \frac{1}{C} [x_1 \sin \alpha_1 + x_2 \sin \alpha_2 + x_3 \sin \alpha_3] + \frac{1}{4 C^2} [a^2 + b^2 + c^2 + 2 a b \cos \alpha_3 + 2 b c \cos \alpha_1 + 2 a c \cos \alpha_2] \quad (36)$$

Hierin sind für a, b, c und C die Werte aus (25) und (29) einzusetzen, womit unsere Aufgabe gelöst ist. Man sieht, daß der Ausdruck für v^2 , wenn man die Einfachheit der geometrischen Konstruktion damit vergleicht, recht verwickelt ist.

Der zweite Teil des Ausdruckes enthält nur quadratische Glieder in den a, b, c , die selbst den Differenzen der x_1, x_2, x_3 proportional sind, ist also von zweiter Ordnung in bezug auf diese Differenzen. Dem ersten Teil kommt man ebenfalls bis auf Glieder von zweiter und höherer Ordnung nahe, wenn man dafür x_0^2 setzt und x_0 aus

$$(x_1 - x_0) \sin \alpha_1 + (x_2 - x_0) \sin \alpha_2 + (x_3 - x_0) \sin \alpha_3 = 0 \quad (37)$$

bestimmt. Dem entspricht der in (13) gegebene Näherungswert für v . Den genauen Wert für den in Fig. 11 dargestellten Sonderfall erhält man aus (36) mit

$$\alpha_1 = \alpha_2 = 90^\circ, \alpha_3 = 180^\circ. \quad (38)$$

woraus folgt (29), (35), (30), (25):

$$C = \frac{1}{x_1} + \frac{1}{x_2}, u^2 = x_1 x_2, w^2 = \left(\frac{x_1 x_2}{x_1 + x_2} \right)^2 + \frac{1}{4} [(a-b)^2 + c^2] = \frac{1}{4} \left[(x_1 - x_2)^2 + \left(\frac{x_1 x_2 - x_3^2}{x_3} \right)^2 \right]$$

also wegen $v^2 = w^2 + u^2$:

$$v^2 = \left(\frac{x_1 + x_2}{2} \right)^2 + \left(\frac{x_1 x_2 - x_3^2}{2 x_3} \right)^2. \quad (39)$$

der schon in (14) gegebene Ausdruck.

Das Nieuport-Jagdflugzeug.

(Avion de chasse Nieuport, Type 17.)

Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin u. 's-Gravenhage.

(Hierzu Tafel XII.)

(Fortsetzung aus Heft 11 und 12.)

Bemerkungen zur Konstruktion der Rumpfdetails.

I. Untere Ecke der Stirnplatte.

Seitlich am Lappen der Stirnplatte ist mittels fünf Kupfernieten ein Winkelstück befestigt, das vorne mit der Stirnplatte verschweißt ist. In dem vertikalen Teil dieses Winkelstückes sind zwecks Erleichterung drei Löcher vorgesehen. Am horizontalen Schenkel ist der vorne um die Stirnplatte gelegte Duraluminreifen angeschweißt (vgl. auch Vorderansicht Taf. II).

Der halbkreisförmige, mit einem 12 mm großen Loch versehene Teil des unten gegen die Stirnplatte genieteten Winkels, schmiegt sich an einen gleichgeformten Lappen

des Fahrgestellschuhes an. Durch beide Löcher geht ein Augenbolzen, an dem ein Verspannungskabel des Fahrgestelles angreift.

II. Rumpfschotten.

Jedes Schott besteht aus zwei mittels Feder und Nut zusammengefühten Teilen, die zwecks Erleichterung ausgefräst werden.

An der vorderen oberen Aushöhlung bleibt volles Holz stehen, da hier ein Schraubenbolzen hindurchgeht, der die Leiste hält, auf der der Benzinbehälter ruht. Diese Leiste wird hinten gleichfalls durch einen Schraubenbolzen mit dem Schott verbunden und zwar geht dieser Bolzen oben durch den Beschlag, der zur Lagerung des Joches dient. Aus diesem Grunde fällt dort die Niete im Beschlag fort.

Die beiden Schotthälften scheinen, wie fast alle übrigen verleimten Holzteile, beim Nieuport D.-D. mit einer Mischung von Leim und Kasein zusammengefügt zu sein.

Um bei der Vernietung des Beschlages mit dem Schott eine härtere Unterlage zu erhalten als es das immerhin weichere Spruceholz ist und auch um einem Lockern der Nieten und des Beschlages im Betrieb vorzubeugen, sind an der Stelle, wo der Beschlag befestigt ist, Nußbaumplatten zu beiden Seiten in das Schott eingelassen.

IV. Unterer Knotenpunkt des Spantes V (Fig. 2).

Das untere Querrohr (35/33 mm) erhält an den beiden Enden einen napfförmigen Beschlag. Die Verbindung mit dem Rohr geschieht mittels dreier konischer Stifte.

Solange die beiden Schraubenbolzen, mittels deren die beiden Lagerschalen zusammengehalten werden, nicht fest angezogen sind, läßt sich das Querrohr in den Lagerschalen beliebig drehen.

Da der Holm des unteren Tragdecks mit dem Rohrkopf unverrückbar verbunden ist, wird bei Drehung des Rohres das ganze Tragdeck um seinen Holm mitgedreht, und hat man es auf diese einfache Weise in der Hand, den Anstellwinkel des Tragdecks nach Wunsch zu variieren.

Eine weitere Klemmung und Sicherung des Querrohres findet noch durch die beiden Schellen statt, die gleichzeitig die Verbindung zwischen dem unteren Querrohr und dem seitlichen Rohr des Spantes versteifen. Alles weitere erhellt aus den Zeichnungen der Tafeln und den perspektivischen Federzeichnungen.

V. Oberer Knotenpunkt des Spantes V.

Hierzu ist noch zu bemerken, daß die beiden 5 mm starken Schraubenbolzen, mit denen der Beschlag des seitlichen Spantenrohres und der obere Rumpfhalm unter sich verbunden werden, gleichzeitig den Flansch des gebogenen oberen Querrohres fassen. Da die Bolzen etwas versetzt sitzen, steht das obere Querrohr nicht vertikal, sondern etwas nach vorne geneigt.

VII. Beschlag zur Befestigung der Dämpfungsflosse mit dem oberen Rumpfhalm.

Der Beschlag ist aus 1,5 mm starkem Stahlblech gefertigt. Gegen den oberen vertikal stehenden Lappen ist eine 3,5 mm starke Platte angeschweißt. Ebenso sind die Butzen für den Klemmbolzen angeschweißt.

VIII. Rudersteven.

Dieses besteht aus einem oben rechtwinklig, unten dem Neigungswinkel der unteren Rumpfhalm entsprechend abgeschnittenen Duraluminrohr, an dessen Enden Stahlblechbeschläge genietet sind.

Diese Beschläge wiederum sind aus kurzen Stahlrohrstummeln (62/60 mm Durchm.) gebildet, an denen seitlich \square -förmigen Querschnitt aufweisende V-förmig zueinander gestellte Schenkel aus 1,5 mm starkem Stahlblech angeschweißt sind. Die Beschläge werden über die Enden des Duraluminrohres gestülpt und durch je drei Kupfernieten mit letzterem verbunden.

Die Schenkel der Beschläge umfassen die Rumpfhalm. Die Verbindung erfolgt durch je zwei vertikale und horizontale Schraubenbolzen für jeden Schenkel.

Sämtliche Bolzenmuttern kommen binnenbords zu sitzen. Die horizontal sitzenden Schraubenbolzen erhalten daher kleine Unterlagscheiben (aus Neusilber oder irgend sonst einem rostfreien Metall), damit die Muttern sich nicht in das Holz drücken. Die Befestigungsbolzen haben leicht gewölbte, versenkte Köpfe mit Schlitz.

Im oberen Beschlag sind seitlich zwei Eisenröhrchen (8/6 mm Durchm.) eingeschweißt. Innen schließen ihre Enden mit dem rohrförmigen Teil des Beschlages glatt ab, während sie außen etwas vorstehen. Durch diese Röhrchen und entsprechende Löcher im Duraluminrohr geht ein Bolzen hindurch auf dem zwei Federn sitzen. Die oberen, hakenförmig umgebogenen Enden dieser Federn greifen in die Ösen des V-förmig gebogenen Stahldrahtes eines Sicherungsbolzens, der sich in einem ebenfalls 8/6 mm messenden Röhrchen, das im hinteren Teil des Beschlages eingeschweißt ist, vertikal auf und ab bewegen läßt.

Unter der Spannung der beiden Federn, deren untere freie Enden sich innen gegen die Rohrwand drücken, wird der oben erwähnte Sicherungsbolzen stets nach oben gedrückt, so daß der obere Teil aus dem Führungsröhrchen und damit aus dem Ruderstevensbeschlag hervorsticht. Durch einen Zug an der Kette läßt sich dieser Bolzen jedoch nach unten und in das Führungsröhrchen zurückziehen.

Zu beiden Seiten dieses Sicherungsbolzens ragen noch zwei hakenförmig gestaltete Stifte aus dem Beschlag hervor. Die unteren Enden dieser Stifte gehen durch das Blech des Beschlages hindurch und sind auf der Innenseite mit demselben verschweißt.

Zu bemerken ist noch, daß das Führungsröhrchen des Sicherungsbolzens unten durch einen kleinen Quersteg mit dem Rohrstummel des Beschlages verschweißt ist. Das Duraluminrohr bekommt daher vor dem Aufsetzen des Beschlages an dieser Stelle eine entsprechende, nach oben zu offene Aussparung, damit es an diesem Steg vorbei kann.

Befestigung von Kursrudder und Dämpfungsflosse mit dem Rumpf.

Diese Befestigung geschieht nun in folgender einfachen und praktischen Weise:

Das untere freie Ende der Kursruderspindel wird in die Ruderöse des unteren Ruderstevensbeschlages gesteckt und, nachdem durch Zug an der Kette der Sicherungsbolzen in den Beschlag zurückgezogen ist, wird die lappenförmige Verlängerung der drehbaren Ruderaufhängung zwischen die beiden hakenförmigen Stifte auf dem oberen Ruderstevensbeschlag geschoben.

Nach Loslassen der Zugkette geht der Sicherungsbolzen wieder hoch und faßt in das Loch der lappenförmigen Verlängerung der drehbaren Ruderaufhängung, womit das Kursrudder an seiner Stelle sitzt. Es wird nun die Dämpfungsflosse mit dem geteilten Höhensteuer oben auf das hintere Rumpffende gelegt, und zwar so, daß das vordere Rohr der Dämpfungsflosse mit den beiden Befestigungsstiften unmittelbar vor die beiden Rumpfbeschläge (VII) kommt. Es wird nun durch nochmaligen Zug an der Kette der Sicherungsbolzen soweit zurückgezogen, daß derselbe nicht hervorsticht. Hierauf wird die lappenförmige Verlängerung in der Mitte des hinteren Rohres der Dämpfungsflosse zwischen den beiden hakenförmigen Stiften des Ruderstevensbeschlages eingeführt. Die vorne etwas angehobene Dämpfungsflosse wird nun gesenkt und nach hinten geschoben, wobei die vorstehende Nase der halbkreisförmigen Rippe, welche auf dem hinteren Rohr der Dämpfungsflosse aufgeschweißt ist, in einen Schlitz einhakt, der sich vorne im oberen Ruderstevensbeschlag befindet. Gleichzeitig greifen die beiden Stifte hierbei in die Löcher der beiden Rumpfbeschläge (VII), während der Sicherungsbolzen nun durch beide lappenförmigen Verlängerungen, sowohl der des Kursruders als der Dämpfungsflosse hindurchgeht. Durch das Vorstecken einer aus Stahldraht gefertigten Sicherheitsnadel, wie sie jetzt viel an Stelle von Splinten verwendet werden, wird der Bolzen gegen unbefugtes Ziehen an der Kette gesichert.

Der untere Beschlag des Ruderstevens erhält einen Quersteg aufgesetzt, der von den beiden vorderen Schraubenbolzen dieses Beschlages mit gefaßt wird. An diesem Steg greifen die beiden Absteifungsrohre der Dämpfungsflosse sowie die Drähte für die Verspannung des hinteren Rumpffeldes an.

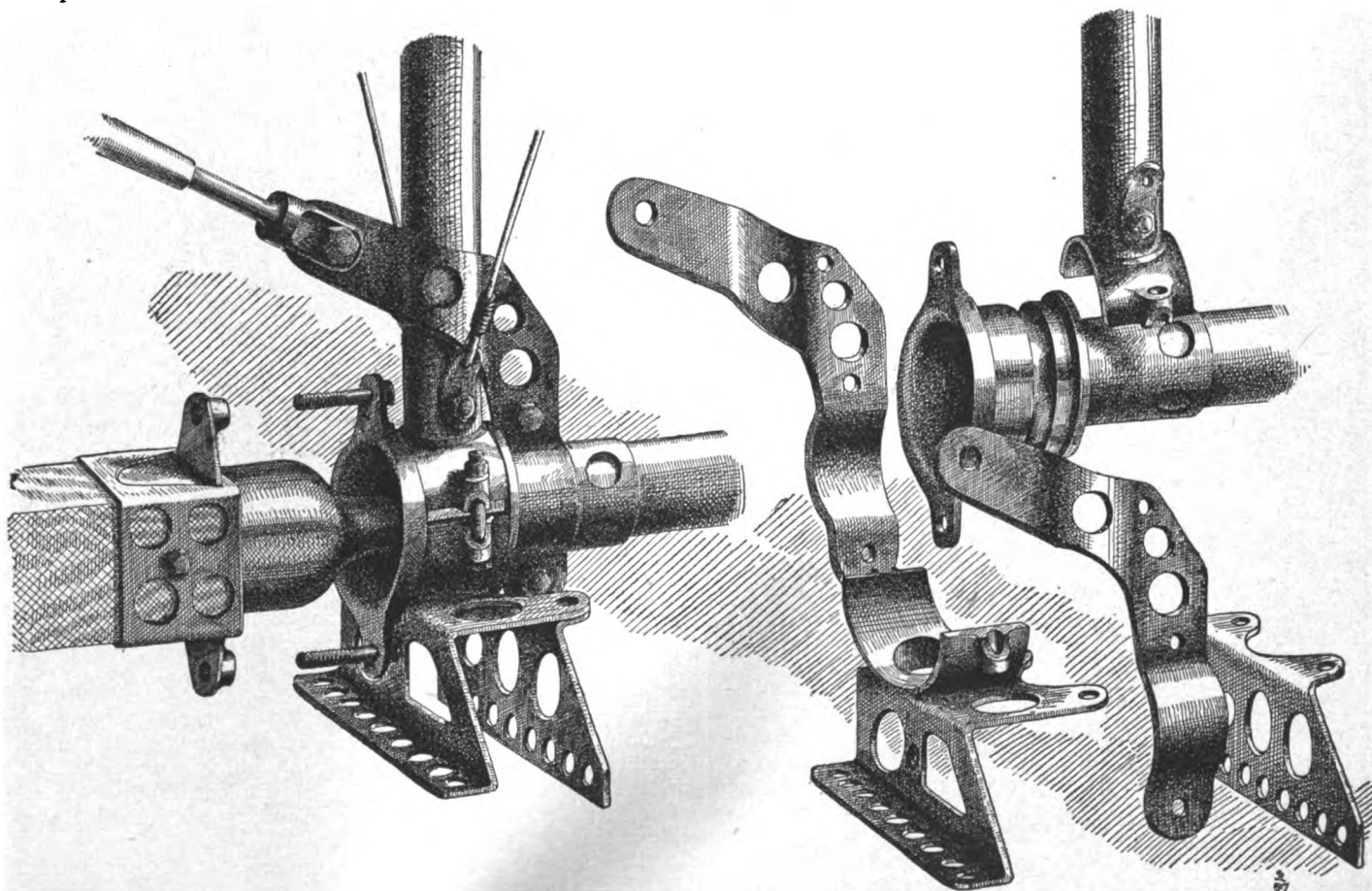


Fig. 2. Unterer Knotenpunkt des Spantes V.

IX. Bremssporn (Fig. 3).

Der aus Eschenholz gefertigte, schräg nach unten laufende Bremsspornstiel ist vorne am oberen Teil abgerundet und geht nach unten im rechteckigen Querschnitt über. Der obere Teil dieses Stieles ist zwecks Erleichterung auf der hinteren Seite ausgestochen.

Der Bremsspornstiel wird in der Mitte durch ein schräg nach oben laufendes Holz abgesteift.

Beide Hölzer sind durch einen Klotz aus Spruce und sechs 5 mm starken Holzschrauben in ihrer gegenseitigen Lage gesichert.

Fünf Querschotten aus Spruce, ein Bügel aus Nußbaum

spannung des ganzen Rumpfes wird nur eine Größe von Spannschlössern verwandt (s. Skizze). Das Gewicht des kompletten Spannschlössers beträgt 15 Gr.

Die Konstruktion des Kursruders wie auch des Höhensteuers geht ohne weiteres aus der Zeichnung hervor. Bemerkte sei noch, daß die Spruceholzklötzchen an den Scharnieren zur Aufnagelung des Bespannungstoffes dienen. Durch diese Klötzchen wird vermieden, daß die Stoffbespannung sich an den Scharnieren durchscheuert, auch entstehen auf diese Weise in der Bespannung keine Öffnungen, wodurch die Luft Zutritt hätte. Steuer sowohl wie Dämpfungsflosse sind doppelseitig mit feiner Leinwand bespannt. Die Querrohre in dem

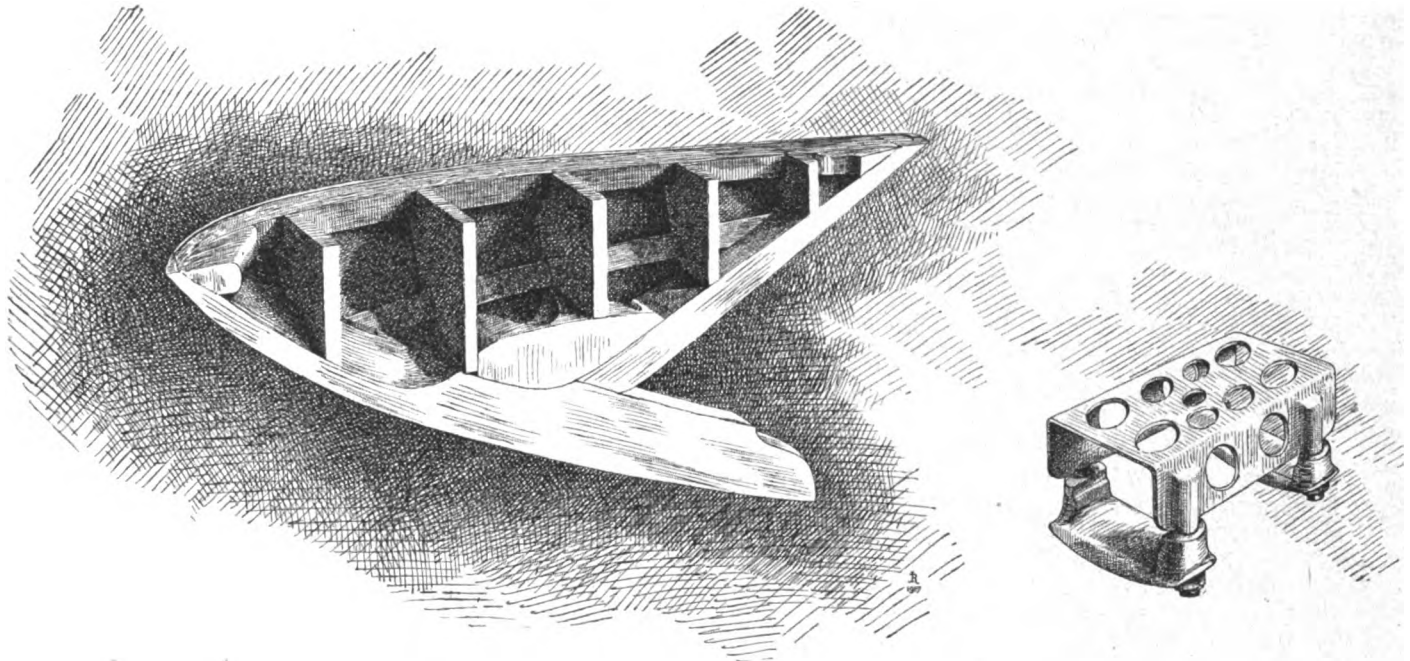


Fig. 3. Längsschnitt durch den Bremsspornkörper nebst Beschlag für die Brennspringfeder.

sowie zwei seitlich in den Schotten eingelassene Spruceleisten formen das Gerippe für den Stromlinienkörper des Bremsspornstieles, der seitlich mittels zwei Dicken Gabunfurnier bekleidet wird. Die innere Fournierlage besteht aus schräg verlaufenden Streifen von 4 cm Breite, die äußere Lage dagegen ist aus einem Stück. Sämtliche Teile werden miteinander verleimt und, sofern nicht verschraubt, mittels 1 mm starken, 14 bzw. 20 mm langen, verzinnnten Stiften befestigt.

Das Fournier wird seitlich im Bremsspornstiel und in dem hinteren Holz eingelassen und aufgenagelt. Die Köpfe der Stifte werden versenkt und verputzt, der ganze Körper außen mit Bootslack überstrichen.

Es wird auf diese Weise nach Möglichkeit Luftwirbelbildung durch den Bremssporn vermieden, gleichzeitig werden etwaige Stöße bei einer brüskten Landung auf eine möglichst große Fläche des Rumpfes verteilt.

Bemerkte sei noch, daß der vordere Beschlag des Bremsspornkörpers durch einen, in der 5 mm starken Sperrholzplatte, die an dieser Stelle den Rumpf abdeckt, angebrachten Schlitz hindurchgeht. Der Beschlag besteht aus zwei miteinander verschweißten Teilen, um beim Treiben des flachen Bleches nach der Wölbung des Bremsspornkörpers ein Einreißen zu verhüten.

Die Beschläge für die Rumpfdrahtverspannung werden mittels zweier sich kreuzenden Nieten an den Rumpfolmen befestigt. Der mittlere Steg dieser Beschläge wird in der auf Tafel XII veranschaulichten Weise gebogen, wodurch in der Ecke ein Angriffspunkt für die quer zur Rumpflängsachse gespannten Drähte entsteht. Die Stirnenden der hölzernen Quer- und Seitenstreben werden, wie aus der Skizze ersichtlich ist, ausgestochen, so daß sie genau auf den Beschlag passen und sich fest auf den Rumpfolmen anpassen. Bei der Ver-

steuer und der Flosse werden an die Bespannung mittels starkem Hanffaden geheftet. Dem Verlauf dieser Rohre entsprechend, werden diese Heftstellen durch einen ca. 3 cm breiten Streifen aus feinem Seidenstoff überklebt. Ebenso werden die Konturen der Steuer und der Dämpfungsflosse von einem Seidenstoffstreifen eingefasst. Diese Streifen sind, um ein besseres Heften zu gewährleisten, außen mittels eines Schnittsäckchens gezackt. In der Stoffbespannung des Kursruders, und zwar unten, unmittelbar über dem geraden Teil des äußeren Rohres, sind auf beiden Seiten im Abstände von 30 cm je drei kleine, von Schuhösen eingefasste Löcher angebracht. Ähnliche Löcher befinden sich hinten im Höhensteuer. Sie dürften wohl dazu dienen, die Bildung von Kondenswasser auf der Innenseite der Stoffbespannung zu verhüten und eine Lüftung der Steuerflossen zu ermöglichen, wodurch der Bespannungstoff stets trocken gehalten wird. Auch ist es möglich, daß man diese Löcher anbringt, damit bei einer ev. Verletzung der Stoffbespannung durch Geschosse, die durch die Schußlöcher ev. eintretende Luft hinten Abfluß findet, wodurch einem »Ausbeulen« der Bespannung vorgebeugt wird.

Die Steuerjoche sind aus Stahlblech getrieben. Jedes Joch ist aus vier Teilen gefertigt, die unter sich und mit den Rohren, an denen sie angreifen, verschweiß sind.

Sämtliche Stahlblechbeschläge sind im Feuer verzinkt und erst darauf lackiert. Dieses hat vielfach zu der irrthümlichen Annahme geführt, daß dieselben aus Duralumin gefertigt seien.

Wo keine Splinte als Muttersicherung vorgesehen sind, werden bei allen Schraubenbolzen Federringe als Muttersicherung verwandt.

(Fortsetzung folgt.)

Die Messung von Flugleistungen in England.

Von E. Everling.

I. Einleitung.

Wie viele andere Zweige der Luftfahrt, so hat auch die genaue Prüfung von Flugzeugen während des Krieges und besonders während des letzten Jahres beträchtliche Fortschritte gemacht. In den ersten Monaten nach Kriegsausbruch genügte z. B. in England für ein neues Flugzeug eine Steigprüfung auf 1 bis 1,5 km nach dem Barometer und eine Geschwindigkeitsprüfung über einer kurzen Meßstrecke. Heute kommen für militärische Zwecke¹⁾ hauptsächlich die Leistungen in weit größeren Höhen in Betracht.

Die folgenden Zeilen enthalten einen kurzen Überblick über die Prüfungsverfahren, die zurzeit von der »Testing Squadron«, dem »Meßtrupp« des englischen Königlichen Fliegerkorps, angewendet werden, im Anschluß an einen Bericht, den Tizard²⁾ am 7. März der Aeronautical Society vortrug. Jener Bericht gibt natürlich nicht alle Einzelheiten wieder; ebenso müssen auch wir uns eine rückhaltlose Kritik seiner Anforderungen und einen Vergleich mit den in Deutschland gebräuchlichen Verfahren aus naheliegenden Gründen versagen. Aber auch ohne das sind die Ausführungen des Engländers interessant genug; enthalten sie doch ein Verfahren, die Flugleistungen bei verschiedener Wetterlage und in verschiedenen Jahreszeiten auf mittlere Verhältnisse zu reduzieren.

II. Grundlagen der Flugzeugprüfung.

In England wurden die Grundsätze für eine wissenschaftliche Flugzeugprüfung zuerst von den Kgl. Flugzeugwerken, der Royal Aircraft Factory (R. A. F.) aufgestellt. Hierauf gründet sich auch das Umrechnungsverfahren des Vortragenden, das inzwischen weiter ausgebildet und für alle behördlichen Prüfungen einheitlich gestaltet wurde.

Die Durchführung der Abnahmeprüfung erfordert, wenn das Verfahren einmal festliegt, keine wissenschaftlichen Vorkenntnisse; die Zuverlässigkeit der Ergebnisse hängt letzten Endes nur vom Flugführer ab, an dessen Geschicklichkeit und Gewissenhaftigkeit weit größere Anforderungen gestellt werden als bei gewöhnlichen Flügen.

Das eigentliche Problem bei diesen Untersuchungen soll sogleich an einem Beispiele gezeigt werden: Das Flugzeug werde zuerst mit einem Satz Flügel A geprüft, einige Tage später, bei anderer Wetterlage, mit einem zweiten Satz Flügel B. Das Ergebnis möge durch Tabelle 1 dargestellt werden.

Tabelle 1.

Beispiel: Zwei Versuchsflüge.

In 3 km Höhe	Flügel A	Flügel B
Geschwindigkeit im wagerechten Flug km/h	145	150
Steiggeschwindigkeit m/min	820	980

Nun ist bekannt,

1. daß ein Barometer die Höhe nur ungenau anzeigt, und zwar mit um so größerem Fehler, je mehr die gerade vorhandene mittlere Temperatur der Luftsäule zwischen dem Aufstiegsort und der augenblicklichen Höhe sich von der mittleren Lufttemperatur unterscheidet, die der Höhentheilung des Barometers von dessen Hersteller zugrunde gelegt wurde;
2. auch wenn die wahre Höhe über dem Boden bei beiden Prüfungen die gleiche ist, kann der Luftdruck und die Temperatur in dieser Höhe an beiden Tagen ganz verschieden sein.

Was bedeutet also »3 km Höhe«? Heißt diese Aussage soviel wie: das Barometer zeigt 3 km? Oder meint man

¹⁾ Von den voraussichtlichen Anforderungen an zukünftige Handels- und Verkehrsflugzeuge sei hier abgesehen.

²⁾ Captain H. T. Tizard, Royal Flying Corps, »Methods of measuring aircraft performances«, Aeronautics vom 14. März 1917, S. 203; Flight vom 8., 15. und 22. März 1917, S. 232, 253 und 279.

3 km über dem Abflugsorte? Oder 3 km über dem Meeresspiegel?

Weiter erhebt sich, als Kernpunkt des Problems, die Frage nach der Luftdichte in unserer Höhe von 3 km. Falls die Dichte bei beiden Prüfungen verschieden war, sind deren Ergebnisse nicht ohne weiteres vergleichbar. Denn das ganze Verhalten des Flugzeuges hängt von der Luftdichte ab: Motorleistung, Schraubenzug, Auftrieb und Widerstand sind, wenigstens angenähert, proportional der Dichte der Luft, dem Gewicht eines m³ in kg. Will man also Flugleistungen richtig gegeneinander bewerten, so muß man sie bei derselben Luftdichte, nicht in derselben Höhe über dem Boden vergleichen, man muß sie auf gleiche Luftdichte reduzieren.

Dieser Grundsatz darf jedoch nicht zu weit führen. Die Angabe: Das Flugzeug hat eine Geschwindigkeit von 40 m/s bei einer Luftdichte von 0,8 kg/m³, ist wissenschaftlich genau, sagt aber der größten Mehrzahl derer, die es angeht, zu wenig. Viel einleuchtender ist die Angabe: 144 km/h in 3 km Höhe¹⁾. Unter »3 km Höhe« verstehen wir dabei natürlich die Luftdichte, die bei mittlerer Temperaturverteilung in der Atmosphäre zu der Höhe 3 km über dem Meeresspiegel gehört.

Den Zusammenhang zwischen den Höhen und den zugehörigen mittleren Luftdichtewerten gibt Tabelle 2, die Tizard auf Grund der Beobachtungen von J. S. Dines aufgestellt hat.

Tabelle 2.

Mittlerer Luftdruck, Temperatur, Dichte und Dichteverhältnis in verschiedenen Höhen über dem Meeresspiegel.

Meereshöhe km	Mittlerer Luftdruck		Mittlere Temperatur		Mittlere Luftdichte	
	mm Hg (Q.-S.)	Millibar (1000 Dyn/cm ²)	°Cels.	°absolut	kg/m ³	vH der Normaldichte
0	761	1014	+9	282	1,253	102,6
1	675	900	+5	278	1,128	92,4
2	596	795	0	273	1,014	83,1
3	524	699	-5	268	0,909	74,4
4	461	615	-11	262	0,818	67,0
5	404	538 ²⁾	-18	255	0,735	60,2
6	353	469	-25	248	0,658	53,9
7	305	407	-32	241	0,589	48,2

Sie stimmt im wesentlichen mit anderen ähnlichen Tabellen³⁾ überein. Da es für viele Fälle nur auf die Änderungen, das Verhältnis der Luftdichten ankommt, so empfiehlt es sich, alle diese Werte auf eine »Normaldichte« γ_0 zurückzuführen. Als solche wählt Tizard, im Einverständnis mit der R. A. F., die Dichte der trocknen Luft von 760 mm Druck und 16° C Temperatur, also:

$$\gamma_0 = 1,293 \frac{273}{273 + 16} \cdot \frac{760}{760} = 1,221 \text{ kg/m}^3.$$

Als Grund für diese Wahl der Normaldichte wird angegeben, daß die gebräuchlichsten Geschwindigkeitsmesser, die nach dem Stauprinzip arbeiten, deren Anzeige also vom Staudruck q (kg/m²) abhängt, die aber eine Teilung nach Geschwindigkeiten v (m/s) besitzen, gerade für diesen Dichtewert die richtige Geschwindigkeit angeben, während v für andere Dichten aus der Formel

$$q = \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 = \frac{1}{2} \rho \cdot v^2$$

berechnet werden muß⁴⁾.

¹⁾ Im englischen Bericht werden »40 m/s bei 0,8 kg/m³« und »90 miles per hour at 10000 feet«, also das metrische und das englische Maßsystem, einander gegenübergestellt. Dort ist der Gegensatz also noch größer. — Wir haben übrigens sämtliche Angaben des Textes, der Tabellen und der Figuren auf das metrische System umgerechnet.

²⁾ Im englischen Bericht steht 568, wohl infolge eines Druckfehlers.

³⁾ Z. B. E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1916, Heft 17/18, S. 124 ff.; besonders S. 126, Tabelle 1.

⁴⁾ Tizard bezeichnet hier $\rho = 1,221$ als »standard density«. Offenbar ist aber für $\gamma_0 = 1,221 \text{ kg/m}^3$ der Wert $\rho = \gamma_0/g = 0,1245 \text{ kgs}^2/\text{m}^4 = 1/8 \text{ kgs}^2/\text{m}^4$. γ ist die Gewichtsdichte, ρ die Massendichte der Luft.

Leider ist nun die tatsächliche Dichte der Luft in einer bestimmten Höhe im Laufe des Jahres, von einem Tag zum andern und sogar je nach der Tageszeit großen Schwankungen unterworfen, vor allem wegen der stark wechselnden Temperaturverteilung, von der Fig. 1 ein Bild gibt. Will man also ein einheitliches Maß für die Leistungen eines

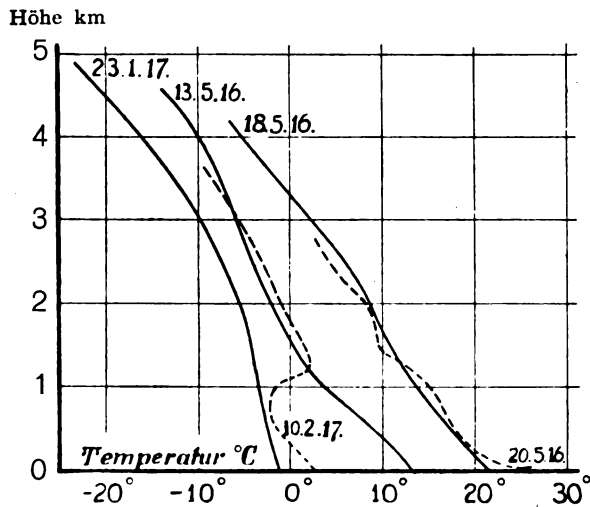


Fig. 1.

Temperaturverteilung zwischen dem Erdboden und 5 km Höhe an fünf verschiedenen Versuchstagen, zeigt starke Schwankungen und große Unregelmäßigkeiten nach Höhe und Zeit.

Flugzeuges haben, so muß man die Messungen, die bei irgendwelcher Wetterlage ausgeführt wurden, auf die mittlere Luftdichteverteilung über die verschiedenen Höhen, wie sie in den letzten beiden Spalten der Tabelle 2 wiedergegeben wird, zurückführen.

Außer der wechselnden Luftdichte können noch andere Wetterverhältnisse die Flugleistungen in einer Weise beeinflussen, die keine zahlenmäßige Berücksichtigung zuläßt, vor allem auf- oder absteigende Strömungen.

III. Die Steigfähigkeitsprüfung.

Bei der Abnahme von Flugzeugen werden nun erstens eine Steigprüfung mit möglichst hoher Steiggeschwindigkeit und zweitens Geschwindigkeitsprüfungen in verschiedenen Höhen über dem Boden im wagerechten Fluge (oder mit schwacher Steigung) vorgenommen.

Versuche haben in Übereinstimmung mit der Theorie¹⁾ gezeigt, daß man die beste Steiggeschwindigkeit erzielt, wenn man beim Aufstieg die Anzeige des gebräuchlichen Geschwindigkeitsmessers konstant hält. Da dieser in Wirklichkeit den Staudruck anzeigt und lediglich eine Teilung nach Geschwindigkeiten besitzt, die nur für eine bestimmte Höhe streng richtig ist, so bleibt tatsächlich der Staudruck

$$q = \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2$$

beim Aufstieg der gleiche, während die Geschwindigkeit v sich demnach umgekehrt proportional der Wurzel aus der Luftdichte ändert, also in der Höhe zunimmt. Dieser günstigste Staudruck ist zugleich der, mit dem das Flugzeug in seiner

¹⁾ Streng genommen trifft dies nicht zu. Das steilste Steigen mit konstantem Staudruck, also in erster Annäherung auch mit konstantem Anstellwinkel, das hier vorausgesetzt wird, ist nicht zugleich das schnellste. Denn weil die Steiggeschwindigkeit gleich ist der Bahngeschwindigkeit mal dem Sinus des Steigwinkels, und weil mit einer Vergrößerung des Steigwinkels bis zum Maximum eine wesentliche Verkleinerung der Bahngeschwindigkeit verbunden ist, so wird die Steiggeschwindigkeit ihren besten Wert für etwas unter dem Maximum liegende Beträge des Steigwinkels, also auch für kleinere Werte des Anstellwinkels und für größere des Staudrucks, besitzen; und zwar wird der Unterschied um so größer sein, je weiter man noch von der Gipfelhöhe des Fluges entfernt ist. Vgl. hierzu E. Everling, Kurvendarstellungen des Fluges, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1917, Heft 5/6, S. 33ff.; besonders die Bemerkung S. 38 oben.

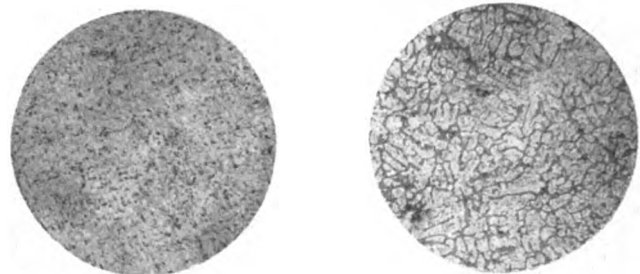
Gipfelhöhe, wo seine Steigfähigkeit verschwunden ist, wagerecht fliegen wird. Für jeden größeren oder geringeren Staudruck müßte es seinen Anstellwinkel vergrößern bzw. verkleinern; es vermöchte sich in der Gipfelhöhe nicht mehr zu halten, weil der Flug in dieser Höhe, bei der geringsten Luftdichte, gerade den Anstellwinkel erfordert, bei dem das Verhältnis Widerstand zu Auftrieb (unter Berücksichtigung der Abnahme des Schraubenschubs mit zunehmender Geschwindigkeit), also die »Triebzahl« (die der Gleitzahl angenähert entspricht), ihren besten, nämlich kleinsten Wert hat¹⁾.

Zeit also der Fahrtmesser in der größten Höhe 88 km/h, so muß während des ganzen Aufstieges so weit »gezogen« werden, daß diese Geschwindigkeit abzulesen ist. Dann fliegt man mit dem günstigsten Staudruck und mit der besten Steigfähigkeit. Dabei haben Geschwindigkeitsänderungen nur geringen Einfluß. So steigt ein B. E. 2c mit einem günstigsten Staudruck entsprechend 85 km/h bis auf etwa 1,5 km ebensogut wie mit 93 km/h²⁾. Das ist insofern günstig, als das Steigen mit konstanter Geschwindigkeit, vor allem bei leichten Flugzeugen, große Aufmerksamkeit erfordert und bei »holperiger« Luft ganz unmöglich wird.

Es ist oft schwer, die beste Steigfähigkeit eines neuen Flugzeuges zu erzielen, und die Flieger handeln hierin sehr verschieden. Der Meßtrupp hat daher vor einiger Zeit einen Steiggeschwindigkeitsanzeiger eingeführt. Er besteht aus einer »Thermosflasche«, die durch eine Kapillare mit der Außenluft in Verbindung steht. Ein Flüssigkeitsmanometer mit kleiner lichter Weite zeigt den Druckunterschied des Gefäßes gegen die Außenluft an³⁾. Beim Steigen kommt man in geringeren äußeren Luftdruck, der Druck im Gefäß kann sich durch die enge Kapillare nicht sofort ausgleichen, das Manometer zeigt also einen Ausschlag nach einer Seite, um so größer, je schneller man steigt. Beim Sinken ergibt sich natürlich die entgegengesetzte Anzeige. Mit dieser Vorrichtung kann der Führer den Flugzustand einhalten, der der besten Steigfähigkeit entspricht. (Schluß folgt.)

Abbildungen zum Aufsatz: „Aluminiumkolben für Verbrennungsmotoren“ in Heft 17/18.

Gefüge des Aluminiums.



1. Geschmiedetes (Preß-) Aluminium.

2. Gegossenes Aluminium.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A.: Anmeldung, E.: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

37f, 8. H. 67687. Verfahren zum gerüstlosen Aufbauen von Luftschiffhallen und ähnlichen Bauten. Gustav Hönnicke, Berlin, Bülowstraße 48. A. 5. 12. 14. E. 24. 11. 17.

¹⁾ E. Everling, an den angegebenen Stellen (s. Anmerkung 3, S. 154 und 1, S. 155).

²⁾ Die richtige Erklärung des geringen Einflusses der Geschwindigkeitsschwankungen dürfte wohl in unserer Anmerkung 1, S. 155 links, zu finden sein. — »B. E.« ist derbekannte British Experimental-Doppeldecker.

³⁾ Man erkennt, daß es sich hier um nichts anderes handelt als um das Bestelmeyersche Ballonvariometer, Physik. ZS 9, S. 863, 1908. Vgl. die diesbezüglichen Bemerkungen von Sharren in der nachfolgenden Diskussion. Die »Thermosflasche« ist eine Art Dewar-Gefäß aus Glas mit spiegelndem Überzug und doppelten Wandungen, zwischen denen die Luft ausgepumpt wurde, und soll verhindern, daß der Luftinhalt des Instrumentes durch Wärmeaustausch infolge Strahlung, Leitung und Konvektion seine Temperatur und damit seinen Druck ändert.

- 37f, 8. K. 55000. Luftschiffhafen aus zwei auf gemeinsamen Kreisgleisen verschwenkbaren Langhallen. Wilhelm Kauertz, Neukölln, Anzengruberstr. 19. A. 20. 5. 13. E. 24. 11. 17.
42c, 41. B. 83176. Kursdreieck für Luftfahrzeuge mit unmittelbarer Ablesbarkeit des Kompaßkurses. A. 20. 1. 17. E. 15. 12. 17.
46c, 5. C. 25725. Kolben für Verbrennungskraftmaschinen. Robert Conrad, Berlin-Wilmersdorf, Hohenzollerndamm 205. A. 26. 7. 15. E. 24. 11. 17.
77h, 5. V. 13466. Vom Motor gesteuertes Maschinengewehr für Flugzeuge. »Elemge«, Elektro-Maschinengewehr-Ges. m. b. H., Frankfurt a. M. A. 22. 5. 16. E. 4. 12. 17.
77h, 15. St. 20651. Leuchtvorrichtung für Luftfahrzeuge. Otto Stüttgen, Köln a. Rh., Brabanterstr. 32. A. 18. 10. 15. E. 1. 12. 17.
77h, 15. M. 97057. Bombe mit Fallschirm für Luftfahrzeuge. Ludwig Meyer, Bochum, Hernerstr. 153. A. 16. 2. 15. E. 8. 12. 17.
77h, 6. G. 42252. Propellerbefestigung. Jean Goebel, Darmstadt, Griesheimerweg 57. A. 24. 8. 14. E. 15. 12. 17.

Patenterteilungen.

- 37f, 8. 301916. Luftschiffhafen mit Bergehalle und fahrbarer Ladehalle. Ferdinand Knoppe, Berlin, Luitpoldstr. 45 p. 29. 5. 14. K. 59058.
37f, 8. 302005. Verfahren zum Aufrichten und Stützen von Hallenbindern, insbesondere für Luftschiffhallen. Karl Bernhard, Berlin, Flotowstr. 12. 9. 10. 14. B. 78401.
37f, 8. 302006. Über ortsfestem Boden drehbare Luftschiffhalle. B. Seibert, Fabrik für Eisenhoch- und Brückenbau, Saarbrücken. 26. 3. 14. S. 41785. Zus. z. Pat. 282924.
37f, 8. 302007. Aus einzelnen Scheiben bestehendes Schieber für Großflugzeughallen. Fa. B. Seibert, Saarbrücken. 29. 10. 15. S. 44562.
37f, 8. 301562. Aus der wagerechten Strecklage ohne Gerüst aufrichtbarer Binder für Luftschiffhallen und ähnliche Bauwerke. Deutsche Maschinenfabrik A. G., Duisburg. 29. 12. 14. D. 31473.
37f, 8. 301563. Verfahren zur Aufstellung von Hallenbindern. Gutehoffnungshütte, Aktienverein für Bergbau und Hüttenbetrieb, Oberhausen, Rhld. 29. 6. 15. G. 43030.
37f, 8. 301564. Geteilte, um ihr eines Stirnende verschwenkbare Luftschiffhalle. Wilhelm Kauertz, Neukölln, Anzengruberstraße 19. 24. 4. 13. K. 54702.
37f, 8. 301565. Luftschiffhafen, bestehend aus einem von oben zugänglichen Aufnehmerraum und einem oder mehreren in diesen mündenden Unterkunftsräumen. Deutsche Maschinenfabrik A. G., Duisburg. 5. 9. 13. K. 56049.
46b, 6. 302109. Vorrichtung zum Bremsen von Explosionskraftmaschinen. Daimler Motorenengesellschaft, Untertürkheim. 28. 4. 14. D. 31. 223.
77h, 6. 301974. Versuchseinrichtung für Triebsschrauben von Luftfahrzeugen. Rumpler-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. 30. 5. 16. R. 43278.
77b, 10. 301930. Drachenflieger. Richard Mentz, Stettin, Bismarckstr. 25. 20. 8. 15. M. 58412. Zus. z. Pat. 285980.
77h, 15. 301861. Leuchtbombe für Luftfahrzwecke. Richard Frick und Fa. Wilh. Weiffenbach, Stuttgart, Alte Weinsteige 3. 27. 10. 14. F. 39453.
77h, 15. 301862. Leuchtgeschöß mit eigenem Antrieb. Karl Frank, München, Winthirstr. 13a. 18. 2. 15. F. 39734.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher und Broschüren:

Werkstattwinke für den praktischen Maschinenbau und verwandte Gebiete. Zusammengestellt für Industrielle, Techniker, Werkmeister, Schlosser, Monteure, Maschinisten u. dgl. von Ludwig Hammel, Zivil-Ingenieur, Frankfurt a. M.-West. 2. erweiterte Auflage. Preis in Leinwand gebunden M. 4.

Dem Zwecke des Buches entsprechend, ist der in 12 Kapitel geteilte Stoff nach der Art der Metallbearbeitung sowie nach der Gattung der Maschinen geordnet und der Text durch geeignete Skizzen und Abbildungen erläutert. Der durch den Krieg wesentlich fortgeschrittenen Metallbearbeitungstechnik ist ebenfalls weitgehend Rechnung getragen worden.

Das Buch ist übersichtlich und leichtfaßlich geschrieben und als Leitfadentext namentlich für emporstrebende junge Fachleute geeignet. Auch dem erfahrenen Fachmann kann das Buch gute Dienste leisten.

Deutschlands Kriegsbedarf. Organ für Nachfrage und Angebote in allen Artikeln für das Heer und für Privat. Verlag J. E. Sauerlich, Leipzig, Inselstr. 4. Erscheint täglich. Bezugspreis M. 10 monatlich.

Das Schoopsche Metallspritzverfahren, seine Entwicklung und Anwendung, nebst einem Überblick über seine Stellung zu den übrigen Metallisierungsmethoden und einem Abriss seiner Patentgeschichte. Von Hans Günther und M. U. Schoop. Mit 130 Abbildungen. Stuttgart 1917. Verlag der »Technischen Monatshefte«, Francksche Verlagshandlung. 266 Seiten, 8^o. geh. M. 7, geb. M. 9.

Die Verfasser geben einen Überblick über die mannigfachen Anwendungsmöglichkeiten des Schoopschen Verfahrens, Gegenstände mit Metall zu überziehen. Es gibt kaum ein Gewerbe, das diesem Buch nicht Anregungen für seinen technischen Betrieb entnehmen kann; die Metallindustrie im weitesten Sinne, die Industrie der Nahrungs- und Genussmittel, die Papierfabrikation, das Textilgewerbe, die Elektrotechnik, die Spiegelfabrikation, die Reklameindustrie, die Kriegsindustrie in ihren mannigfachen Verzweigungen, die Schiffsbauwerften, die bautechnischen Bureaus der Eisenbahn, Post und Telegraphie, die Instrumentenfabrikation, das Kunstgewerbe, auch die Luftfahrzeug-Industrie usw. Jeder Vertreter dieser Industrie- und Gewerbezweige wird das Buch mit Vorteil lesen, da ihm darin allerlei neue Wege gezeigt werden, die sich gerade in der gegenwärtigen Zeit der Metallnot und Metallknappheit als außerordentlich wertvoll erweisen werden. Aber auch jeder, der sich für die Technik überhaupt interessiert, wird dieses Buch interessieren. Der Leser kann daraus ersehen, welch langen, mühevollen Weg ein Erfinder zurückzulegen hat, um seine Idee zu verwirklichen und, wie es das Schlußkapitel über den Patentstreit zeigt, gesetzlich schützen zu lassen.

A. V.

Kaiserworte, ausgewählt von Dr. Friedrich Everling. Berlin 1917. Trowitsch & Sohn. 8^o, 247 Seiten. Preis geb. M. 2,50.

Der durch seine luftrechtlichen Arbeiten bekannte Verfasser hat mit politischen Takt und schriftstellerischem Geschick die markantesten Worte unseres Kaisers in Krieg und Frieden ausgewählt und mit kurzen erläuternden Sätzen zu geschlossenen Kapiteln verbunden.

Das Werk ist insbesondere zur Vorbereitung auf vaterländische Feiern vortrefflich geeignet, ist aber auch ein patriotisches Erbauungsbuch für jeden Deutschen und eignet sich vor allem zum Versand ins Feld.

E.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für LuftfahrtTelegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2

Jochimssthalerstraße 1, Luftfahrthaus.

Fernsprecher:
Amt Steinplatz Nr. 7732.**Personalnotizen aus unserem Mitgliederkreis:****1. Kommandierungen und Auszeichnungen.**

Zu unserer Meldung im September-Heft der Zeitschrift ist zu ergänzen, daß Professor C. Eberhardt, Darmstadt, als Leutnant bei der Flugzeugmeisterei Adlershof Dienst tut;

Justizrat Dr. Joseph ist als Hauptmann d. R. der Abteilung für Fortbildung und Unterhaltung eines Armeekorps kommandiert;

Bergwerksdirektor L. Poppe befehligt als Hauptmann eine Last-Kraftwagen-Kolonie in der Türkei;

Hauptmann von Selasinsky, der seit Ausbruch des Krieges im Felde steht und an den Schlachten in Belgien und Nordfrankreich teilnahm, dann den Rückzug zur Aisne mitmachte, ferner als Brigade-Adjutant bei Reims, Arras, La Bassée und Lille und als Divisions-Adjutant in der

Champagne und bei Verdun beteiligt war, als Bataillons-Kommandeur in der Champagne und den Argonnen kämpfte, in diesem Jahr bei einer Bulgarischen Armee die Kämpfe an der griechischen Grenze mitmachte und zurzeit zu einer K. und K. Gebirgs-Brigade kommandiert ist, wurden die folgenden Auszeichnungen zu teil: Eisernes Kreuz II. und I. Klasse, Sächsisches A. O. Ritterkreuz I. mit Schwertern, Sächsisch-Meiningsches Ehrenkreuz, Lippe-Detmolder Ehrenkreuz, Lippe-Detmolder Kreuz für Heldenmütige und Schaumburg-Lipper Kriegskreuz.

2. Ernennung.

Dr. R. Wenger, Leipzig, wurde zum Außerordentlichen Professor für Geophysik und Direktor des Geophysikalischen Instituts der dortigen Universität ernannt.

Die Geschäftsstelle.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. **L. PRANDTL** und Dr.-Ing. **F. BENDEMANN**

Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
NGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGER-TRUPPEN, CHARLOTTENBURG

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE STUTTGART

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

H. BOYKOW
LINIENSCHIFF-LEUTNANT A. D. FRIEDENAU-BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESSELL
LINDENBERG-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. A. PRÖLL
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE HANNOVER

Dipl.-Ing. Dr. V. QUIETNER
BERLIN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - GRAVENHAGE

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU, BERLIN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Dipl.-Ing. SEPPELER
BERLIN

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

Dr.-Ing. O. STEINITZ
BERLIN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERRVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

29. November 1917.

Heft 21 und 22.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 15 Pfg. 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-Steiglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechanst. Steiglitz 1779, Telegr.-Adresse: Vorreiter Berlin-Steiglitz.

INHALT:

Zur Theorie des Tragflächenauftriebes. Erster Bericht. Von Prof. Dr. R. von Mises, Straßburg i. E. S. 157.
Die Messung von Flugleistungen in England. Von Dr. E. Everling. (Forts. aus Heft 19/20). S. 163.
Vergleich der Flugwiderstände verschiedener Arten von Flugzeugstreben. Von Ingenieur Leo Kirste. S. 166.

Englische Vorbereitungen für die wirtschaftlichen Aufgaben der Flugzeuge im Frieden. Nach der engl. Fachzeitschrift Engineering. S. 169.
Patentschau. S. 169.
Bücher-Besprechungen. S. 171.
Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 172.

Zur Theorie des Tragflächenauftriebes.

Erste Mitteilung.

Von Prof. Dr. v. Mises, Straßburg i. E.

Bekanntlich haben Joukowski¹⁾ und Kutta²⁾ gezeigt, wie man die Methoden der klassischen Hydromechanik zu einer Berechnung des Auftriebes bestimmter Tragflächenprofile verwenden kann. Verschiedene Arbeiten³⁾ beschäftigen sich mit einer Ausgestaltung und Überprüfung der Theorie dieser „Joukowskischen Tragflächen“.

Man kann aber, wenn man neuere Ergebnisse der Funktionentheorie benutzt, ohne erheblich größere Schwierigkeiten auch für beliebige Tragflächenprofile, wie sie heute in Verwendung stehen, Größe und Angriffslinie des Auftriebes berechnen. Es ist der Zweck der vorliegenden Mitteilung, einige allgemeine Sätze über Auftriebsgröße und Lage des Druckmittels beliebiger Profile abzuleiten und zu erörtern.

¹⁾ Diese Zeitschrift 1910, S. 281, und 1912, S. 82. Vgl. auch N. Joukowski, Aerodynamique, Paris 1916.

²⁾ Sitzungsber. München 1910.

³⁾ z. B. Blumenthal, diese Zeitschr. 1913, S. 125, Trefftz, ebenda, S. 130, Mitt. a. d. Göttinger Modellversuchsanstalt, ebenda 1915, S. 173.

Besondere Anwendungen und Durchführung zahlenmäßiger Berechnungen müssen späteren Mitteilungen vorbehalten bleiben.

1. Grundlagen der Theorie.

Wir erinnern zunächst ganz kurz an die bekannten Grundlagen der für uns in Betracht kommenden Theorie der ebenen wirbelfreien Bewegung idealer, unzusammendrückbarer Flüssigkeiten. Bezeichnen wir mit x, y die rechtwinkligen Koordinaten eines Punktes in der Bewegungsebene, mit v_x, v_y die entsprechenden Geschwindigkeitskomponenten, so gibt es, der genannten Theorie zufolge, für jede Bewegung zwei Funktionen der Koordinaten x, y , das Potential $P(x, y)$ und die Stromfunktion $Q(x, y)$, als deren Ableitungen v_x und v_y erscheinen:

$$v_x = \frac{\partial P}{\partial x}, \quad v_y = \frac{\partial P}{\partial y}; \quad v_x = \frac{\partial Q}{\partial y}, \quad v_y = -\frac{\partial Q}{\partial x} \quad (1)$$

Die Linien $Q = \text{konst.}$ sind die Stromlinien, die Linien $P = \text{konst.}$ die zu den Stromlinien senkrecht stehenden Potential- oder Niveaulinien. Aber nicht allen beliebig gewählten Funktionen P, Q entsprechen mögliche Bewegungen, sondern nur solchen, die der Differentialgleichung

$$\frac{\partial^2 P}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 P}{\partial y^2} = 0 \quad \text{bzw.} \quad \frac{\partial^2 Q}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 Q}{\partial y^2} = 0 \quad (2)$$

genügen. Welche von den unendlich zahlreichen Lösungen von (2) in einem gegebenen Fall wirklich eintritt, hängt von den besonderen Bedingungen des Problems ab. Z. B. muß für die Bewegung um die Tragfläche P bzw. Q so bestimmt werden, daß die Geschwindigkeit in jedem Punkt des Profils tangential zu diesem gerichtet ist, während in unendlicher Entfernung alle Punkte gleiche Geschwindigkeitsgröße und -Richtung aufweisen müssen.

Die Lehre von den komplexen Zahlen gestattet, in sehr einfacher Weise Lösungen der Differentialgleichung (2) anzugeben. Man wählt irgendeine analytische (d. h. im komplexen Gebiet differenzierbare) Funktion W einer einzigen Variablen z , führt darin

$$z = x + yi \dots \dots \dots (3)$$

ein, wo i die imaginäre Einheit $\sqrt{-1}$ bezeichnet, trennt in dem so entstandenen Ausdruck $W(x, y)$ den reellen vom imaginären Teil und setzt schließlich den ersteren gleich P , den letzteren gleich Qi :

$$W = P + Qi \dots \dots \dots (4)$$

(Z. B. man wählt $W = 2z^2 = 2[x + yi]^2 = 2x^2 - 2y^2 + 4xyi$ und erhält daraus $P = 2[x^2 - y^2]$, $Q = 4xy$.) Die so gefundenen Funktionen P und Q bilden in allen Fällen, d. h. bei jeder Wahl von $W(z)$, Potential und Stromfunktion einer möglichen Bewegung. Natürlich bleibt noch die Schwierigkeit übrig, $W(z)$ so zu wählen, daß gerade die den besonderen Bedingungen genügende Strömungsform herauskommt.

Die Auswahl der einem bestimmten Fall zugehörigen Funktion W kann in die Form einer sog. »konformen Abbildung« gebracht werden. Hat man eine Funktion $W(z')$ gefunden, die irgendeiner bestimmten Bewegung, z. B. der um einen geschlossenen Kreis herum, entspricht, und führt man in den Ausdruck für W eine neue Veränderliche z durch

$$z' = f(z) \dots \dots \dots (5)$$

wo f irgendeine analytische Funktion bezeichnet, ein, so erhält man in $W(z)$ die Darstellung einer neuen Bewegung. Diese hängt mit der durch $W(z')$ gegebenen derart zusammen, daß ihre Stromlinien durch die Transformation (5) in die Stromlinien der früheren übergehen. Mit andern Worten, wenn man zu jedem Punkt z einer Stromlinie der neuen Bewegung den Wert $f(z)$ rechnet und $z' = f(z)$ konstruiert, so erhält man die Punkte einer Stromlinie der ursprünglichen Strömung. Diejenige Linie also, die bei dieser Transformation in den zuerst betrachteten Kreis übergeht, stellt das Profil dar, um das herum die durch $W(z)$ dargestellte Bewegung erfolgt. Sonach kommt es im Einzelfall nur darauf an, die richtige Transformationsfunktion (konforme Abbildung) zu finden.

Wir merken hier noch für spätere Verwendung an, in welcher Weise die Ableitung der Funktion W nach z , wofür wir auch W' schreiben wollen, mit den Geschwindigkeitskomponenten v_x und v_y zusammenhängt. Es ist

$$\frac{\partial W}{\partial x} = W' \frac{\partial z}{\partial x} = W' \text{ und } \frac{\partial W}{\partial x} = \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial Q}{\partial x} i = v_x - v_y i$$

also

$$W' = v_x - v_y i \dots \dots \dots (6)$$

d. h. W' , in üblicher Weise als komplexe Zahl in der Gaußschen Ebene dargestellt, liefert einen Vektor, der das Spiegelbild des Geschwindigkeitsvektors an der x -Achse ist.

2. Satz über konforme Abbildung.

Unsere weiteren Untersuchungen beruhen auf einem erst in neuerer Zeit durch Arbeiten von L. Bieberbach in den Vordergrund des Interesses gerückten Satz aus der Theorie der komplexen Funktionen, den wir jetzt — natürlich ohne Beweis — hier anführen wollen.

Sei in der z -Ebene eine geschlossene Kurve ohne Doppelpunkte gegeben, die einen einfach zusammenhängenden Bereich umgrenzt: dann gibt es stets eine und nur eine schlichte Abbildung von der Form

$$z' = z + \frac{a_1}{z} + \frac{a_2}{z^2} + \frac{a_3}{z^3} + \dots \dots \dots (7)$$

(wo $a_1, a_2, a_3 \dots$ im allgemeinen komplexe Konstante bezeichnen), durch die der Außenraum des gegebenen Bereiches auf den Außenraum eines Kreises der z' -Ebene stetig abgebildet wird.

Durch das in der z -Ebene gegebene Profil werden also die Konstanten $a_1, a_2 \dots$ sowie die Größe und die Lage des Kreises in der z' -Ebene eindeutig bestimmt. Nennen wir etwa a den Radius des Kreises (positiv reelle Zahl) und m die komplexe Größe, die seinem Mittelpunkt in der z' -Ebene entspricht, so wird der Kreis, in den das gegebene Profil durch (7) übergeht, durch

$$|z' - m| = a \dots \dots \dots (8)$$

dargestellt.

Die Beziehung (7) hat die Eigenschaft, daß sie für hinreichend große Werte von z asymptotisch in $z' = z$ übergeht. Das besagt, daß das unendlich Ferne bei der Abbildung unverändert bleibt; die beiden durch $W(z)$ und $W(z')$ definierten Strömungen haben in unserm Falle dieselben Geschwindigkeitsverhältnisse in unendlicher Entfernung von dem betrachteten Profil (bzw. Kreis). Man könnte daher den angeführten Satz auch dahin aussprechen, daß es immer nur eine Abbildung gibt, die das Unendliche unverändert läßt und den ganzen Außenraum eines gegebenen Profils in den eines Kreises überführt. Zugleich sieht man auch ein, woher die Beschränkung herrührt, daß der Kreis, in den transformiert wird, nicht mehr willkürlich gewählt werden kann, sondern durch das gegebene Profil schon bestimmt ist. Denn, wie bekannt, kann man z. B. den Innenraum eines Profils auf den eines beliebig vorgegebenen Kreises konform abbilden (Hauptsatz der Funktionentheorie) und Analoges gilt für den Außenraum, wenn keine weiteren Bedingungen gestellt werden. Die Forderung aber, daß das unendlich Ferne unverändert bleiben soll, bestimmt den Kreis nach Größe und Lage eindeutig.

Joukowski und Kutta haben sich mit dem besondern Fall beschäftigt, in dem die Reihe (7) aus der Umkehrung der Beziehung

$$z = z' + \frac{c^2}{z'} \dots \dots \dots (9)$$

hervorgeht, wobei c eine reelle Zahl. Aus (9) folgt:

$$z' = z - \frac{c^2}{z} - \frac{c^4}{z^3} - \frac{2c^6}{z^5} \dots \dots \dots (9')$$

3. Strömung um einen Kreis.

Die allgemeinste wirbelfreie Bewegung im Außenraume eines Kreises bzw. die zugehörige Funktion W ist seit langem bekannt. Nehmen wir zunächst an, der Kreis vom Halbmesser a liege in einer z'' -Ebene so, daß sein Mittelpunkt mit $z'' = 0$ zusammenfällt, also seine Gleichung

$$|z''| = a \dots \dots \dots (10)$$

lautet, ferner, die Geschwindigkeit im Unendlichen habe die Größe u und die Richtung der negativen x -Achse. Es entspricht das der Relativbewegung, die entsteht, wenn ein Kreiszyylinder parallel zur positiven x -Achse mit der Geschwindigkeit u in sonst ruhender Flüssigkeit bewegt wird. Die für diesen Fall bekannte Funktion W lautet nun:

$$W = -u \left(z'' + \frac{a^2}{z''} \right) - \frac{Ji}{2\pi} \text{lognat } z'' \dots \dots (11)$$

wo J eine reelle Konstante bezeichnet. Daß dieses W den gestellten Bedingungen genügt, sieht man so ein: Für $|z''| = a$ ist $a^2 : z''$ das Spiegelbild von z'' bezüglich der x -Achse, sonach der Klammerausdruck in (11) reell. Der komplexe Teil von W , der gleich $Q \cdot i$ zu setzen ist, ist also ganz in dem zweiten Teil von (11) enthalten, und zwar wird:

$$Q = -\frac{J}{2\pi} \text{lognat } |z''| = -\frac{J}{2\pi} \text{lognat } a = \text{konst.}$$

d. h. $|z''| = a$ liefert, in (11) eingesetzt, tatsächlich ein konstantes Q , also eine Stromlinie. Für das unendlich Ferne verschwindet aber in (11) alles gegenüber $-uz''$, und es folgt nach (5) aus $W = -uz''$, $W' = -u$, daß hier $v_x = -u$, $v_y = 0$ wird. Daß andererseits (11) die allgemeinste den Bedingungen genügende Bewegungsform liefert, kann man auf Grund allgemeiner Sätze der Funktionentheorie schließen.

Um zu erkennen, wie die durch (11) gegebene Strömung aussieht, zerlegen wir W in die beiden Bestandteile:

$$W_1 = -u \left(z'' + \frac{a^2}{z''} \right), \quad W_2 = -\frac{Ji}{2\pi} \operatorname{lognat} z'' \quad (12)$$

Der erste Teil W_1 besteht wieder aus zwei Summanden, dem ganz einfachen $-uz''$, der eine gleichförmige Parallelströmung mit der Geschwindigkeit u entgegen der x -Achse darstellt, und einem zweiten, dessen Stromlinien durch Inversion an dem gegebenen Kreise vom Radius a aus denen des ersten hervorgehen. In Fig. 1 sind sowohl die geraden Stromlinien

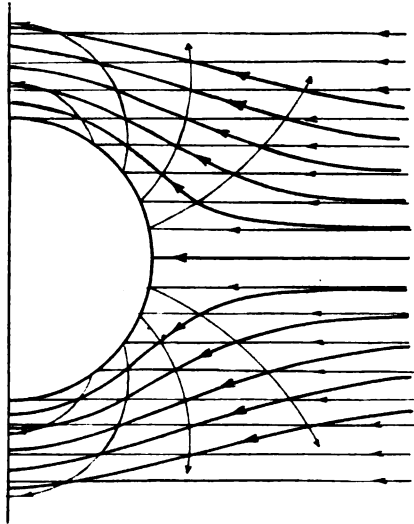


Fig. 1.

von $-uz''$ als auch die durch Inversion gebildeten Kreise (die jede Gerade in ihrem Schnittpunkt mit dem Grundkreis treffen) eingezeichnet und schließlich die resultierenden Stromlinien von W_1 stärker ausgezogen. Man erkennt, daß die Strömung, sowohl nach der x - wie nach der y -Richtung symmetrisch, sich an der Stelle $z'' = a$ (Geschwindigkeit Null) spaltet und an der Stelle $z'' = -a$ (Geschwindigkeit Null) wieder vereinigt.

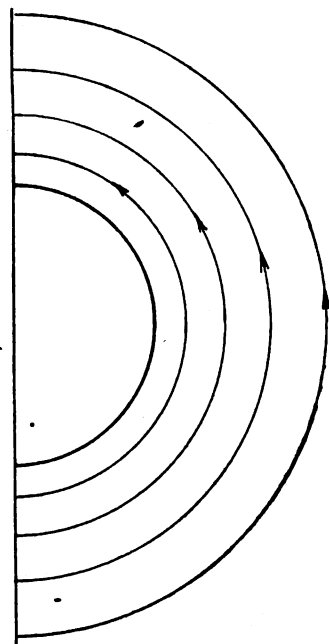


Fig. 2.

Die Strömung W_2 liefert die Fig. 2, wie man durch Einsetzen von $z'' = re^{i\varphi}$ sofort erkennt. Denn daraus ergibt sich:

$$\begin{aligned} W_2 &= J \frac{\varphi}{2\pi} - \frac{J}{2\pi} \operatorname{lognat} r \cdot i, \\ P_2 &= J \frac{\varphi}{2\pi}, \\ Q_2 &= -\frac{J}{2\pi} \operatorname{lognat} r \quad (13) \end{aligned}$$

d. h. die Stromlinien sind die Kreise $r = \text{konst.}$ und die Geschwindigkeit (Ableitung von P_2 nach $r d\varphi$) ist $J : 2r\pi$. Die Konstante J stellt somit das Produkt aus dem Kreisumfang in die

auf dem betreffenden Kreise herrschende Geschwindigkeit dar. Man sieht daher, daß J jeden Wert annehmen kann, ohne daß eine Bedingung des Problems verletzt wird, da auf alle Fälle W_2 keinen Beitrag zu der Geschwindigkeit im Unendlichen liefert. Man nennt J die »Zirkulation«; sie ist, wie der Ausdruck für P_2 zeigt, auch der Wert, um den das Potential zunimmt, wenn man einmal — auf einem beliebigen Wege — im positiven Sinne um den gegebenen Grundkreis herumgeht.

In Fig. 3 ist eine Übereinanderlagerung der beiden Strömungen W_1 und W_2 skizziert, wobei J so gewählt wurde, daß die Umlaufgeschwindigkeit am Umfang des Grundkreises

gerade der Zuströmgeschwindigkeit u gleichkommt, also $J = 2\pi ua$. Man sieht, wie durch das Hinzutreten von W_2 die Symmetrie zur x -Achse, die W_1 aufwies, gestört wird. An der oberen Seite des Kreises werden die Geschwindigkeiten vergrößert, an der untern verkleinert. Da nach dem Bernoullischen Gesetz

$$\mu \frac{v^2}{2} + p = \text{konst.} \quad (14)$$

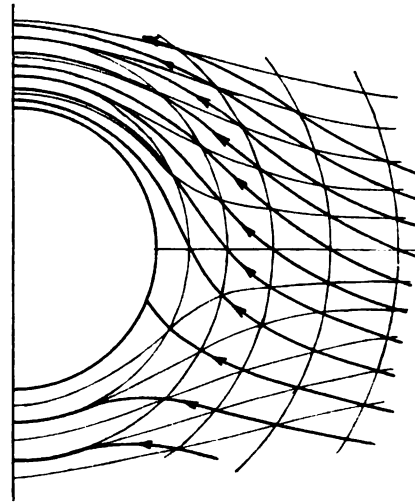


Fig. 3.

(v = Geschwindigkeitsgröße, μ = spez. Masse, p = Druck) an Stellen kleinerer Geschwindigkeit größerer Druck herrschen muß, ist klar, daß jetzt die Strömung auf den umströmten kreisförmigen Körper einen resultierenden aufwärts gerichteten Druck ausüben muß. Man erkennt auch, daß jetzt wieder zwei Punkte des Kreisumfanges die Geschwindigkeit Null aufweisen, und zwar zwei Punkte symmetrisch zur y -Achse, die, je größer J ist, um so weiter von der x -Achse fortrücken. Darauf kommen wir weiter unten noch zurück.

Betrachten wir den allgemeineren Fall, daß der gegebene Kreis seinen Mittelpunkt nicht im Anfangspunkt des Koordinatensystems hat, sondern in dem durch die komplexe Zahl m bestimmten Punkt, entsprechend der Gleichung (8), so müssen wir in dem Ausdruck (11) $z' - m$ an Stelle von z'' einführen, um das richtige W zu bekommen. Nehmen wir überdies an, die Zuströmrichtung sei nicht die der negativen x -Richtung, sondern gegen diese, wie Fig. 4 zeigt, um den Winkel α geneigt, so müssen wir $z' - m$ noch mit $e^{i\alpha}$ multiplizieren. D. h. die Transformation:

$$z'' = e^{i\alpha} (z' - m) \quad (15)$$

in (11) eingeführt, gibt ein $W(z')$, das die Strömung um den Kreis (8) unter dem »Anstellwinkel« α (gegen die x -Achse) darstellt. Die Geschwindigkeit in einem beliebigen Punkte ist bestimmt durch

$$\frac{dW}{dz'} = \frac{dW}{dz''} \cdot \frac{dz''}{dz'} = \left[-u \left(1 - \frac{a^2}{z''^2} \right) - \frac{Ji}{2\pi} \frac{1}{z''} \right] e^{i\alpha} \quad (16)$$

Dieser Ausdruck muß jedenfalls für jenen Wert von z'' verschwinden, für den die Geschwindigkeit Null ist. Suchen wir

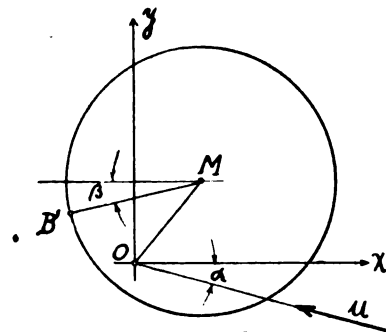


Fig. 4.

nun die Punkte am Kreisumfang mit $v = 0$! Der eine mag, wie Fig. 4 andeutet, so liegen, daß seine Verbindung mit dem

Kreismittelpunkt den Winkel β gegen die x -Achse bildet, also

$$z' - m = -a e^{\beta i}, \quad z'' = -a e^{(\alpha + \beta) i} \dots (17)$$

Führt man diesen Wert in (16) ein und setzt zugleich den Ausdruck Null, so erhält man:

$$\frac{J i}{2 \pi} = u a [e^{(\alpha + \beta) i} - e^{-(\alpha + \beta) i}] = u a \cdot 2 i \sin(\alpha + \beta).$$

Demnach hängt der Wert J mit dem Winkel β , unter dem eine Nullstelle der Geschwindigkeit liegt, durch die Gleichung

$$J = 4 \pi u a \sin(\alpha + \beta) \dots (18)$$

zusammen. Die zweite Nullstelle liegt, der oben erwähnten Symmetrie wegen, so, daß $\sin(\alpha + \beta)$ für sie denselben Wert hat wie für die erste.

4. Strömung um ein Tragflächenprofil. Der Joukowski'sche Gedanke.

Wir nehmen nun an, es sei ein Tragflächenprofil gegeben, und es seien die Koeffizienten $a_1, a_2, a_3 \dots$ der Reihe (7) gefunden, durch welche die Abbildung des Profils auf einen Kreis geleistet wird; auch der Kreisradius a und die Lage m des Mittelpunktes seien bekannt. Dann haben wir in dem Ausdruck (11) für W zunächst z'' mit Hilfe von (15) durch z' und hierauf z' mit Hilfe von (7) durch z zu ersetzen. Die so entstandene Funktion $W(z)$ stellt eine Strömung dar, die sich dem gegebenen Profil anschmiegt und im Unendlichen die gleichförmige Geschwindigkeit u unter dem Winkel α aufweist. Damit wäre unsere Aufgabe gelöst — wenn nicht in (11) die noch unbestimmte Konstante J vorkäme. Nach der Bemerkung, die oben über den Einfluß von W_2 auf das Strömungsbild beim Kreis gemacht wurde, müssen wir eben vermuten, daß gerade der Wert von J die von uns gesuchte Auftriebsgröße wesentlich beeinflusst. Die Frage, wie J zu bestimmen ist, hat Joukowski in entscheidender Weise gelöst.

Alle Umrißformen, die praktisch als Tragflächenprofile verwendet werden, haben die gemeinsame Eigenschaft, daß sie, am hinteren Ende eine Spitze oder scharfe Ecke aufweisen. Es zeigt sich nun eine merkwürdige Übereinstimmung der Theorie mit der Erfahrung darin, daß gerade nur für Profile, die diese Eigenschaft besitzen, sich die Zirkulation J und damit der Auftrieb eindeutig berechnen läßt. Gerade der erfahrungsgemäß als notwendig erkannte spitze Auslauf der Tragfläche bildet die Grundlage der Berechnung des Auftriebes, und zwar in folgender Weise.

Die Geschwindigkeit in einem beliebigen Punkte der Strömung ist nach (6) durch

$$v_x - v_y i = W' = \frac{dW}{dz} = \left[\frac{dW}{dz'} \cdot \frac{dz''}{dz'} \right] \frac{dz'}{dz} \dots (19)$$

gegeben. Der auf der rechten Seite in Klammer gesetzte Ausdruck ist der in (16) bereits angegebene, der nichts anderes als die Geschwindigkeit im Strömungsbild um den Kreis bestimmt. Der letzte Faktor in (19) ist durch Differentiation von (7) zu finden:

$$\frac{dz'}{dz} = 1 - \frac{a_1}{z^2} - \frac{2 a_2}{z^3} - \frac{3 a_3}{z^4} \dots (20)$$

hängt also von den Koeffizienten $a_1, a_2, a_3 \dots$ und damit von dem gegebenen Profil ab. Nun muß aber $dz': dz$ notwendig an der Stelle z , die einer Spitze oder scharfen Ecke des Profils entspricht, unendlich groß werden. Denn da das Profil durch die Transformation (7) in einen Kreis übergeht, bestimmt der Quotient $dz': dz$ das Verhältnis der einander entsprechenden Linienelemente des Kreises und des gegebenen Umrisses. Setzen wir etwa $dz': dz = \rho e^{i\psi}$ (ρ und ψ endliche, reelle Größen), so bedeutet dies, daß das Linienelement des Profils ρ fach zu vergrößern bzw. zu verkleinern und um den Winkel ψ zu verdrehen ist, damit das entsprechende Element des Kreisumfangs entsteht. Wenn es also auch an der Stelle z , die der Ecke des Profils entspricht, endliche Werte ρ und ψ gäbe, so müßte die Abbildung des Profils wieder eine gleiche Ecke, nur gegen die erstere um den Winkel ψ verdreht, aufweisen. Der glatte Kreisbogen kann nur dann das Abbild sein, wenn

$dz': dz$ an der kritischen Stelle unendlich wird. Die Funktionentheorie lehrt überdies, daß sich die Abbildungsfunktion

an dieser Stelle wie z^{2-k} verhalten muß, wenn k die Winkelöffnung der Ecke bezeichnet.

Ist der letzte Faktor rechts in (19) unendlich, so kann W' und damit v nur dann endlich bleiben, wenn der Klammerausdruck verschwindet. Unendliches v würde aber bedeuten, daß die Geschwindigkeit bei Annäherung an die Ecke des Profils mehr und mehr wächst, derart, daß schließlich die Bernoullische Gleichung (14) nur durch negative Werte von p befriedigt werden könnte. Daraus folgt aber, daß der Klammerausdruck, und das ist die Geschwindigkeit in dem betreffenden Punkt der Strömung um den Kreis, gerade dann Null sein muß, wenn $dz': dz$ unendlich wird. Nun haben wir oben gezeigt, wie der Wert von J mit dem Winkelargument der Punkte, an denen die Kreisströmung die Geschwindigkeit Null besitzt, zusammenhängt. Daraus ergibt sich folgendes Verfahren zur Bestimmung der bisher unbestimmten Zirkulation J :

Man sucht, sobald das Profil und die zugehörige Abbildungsfunktion (7) gegeben sind, den Punkt der Kreisperipherie auf, in den sich die Spitze des Profils vermöge (7) abbildet. Hat dieser Punkt das Winkelargument $180 + \beta$ [so daß er durch (17) bestimmt wird], so hat J den Wert (18). Damit ist die Lösung des Strömungsproblems eindeutig festgelegt.

Wenn man in den Ausdruck (16) erst für z'' den Wert (15) und dann für z' den Wert (7) einsetzt, so entsteht eine Funktion von z , die sich leicht nach fallenden Potenzen von z entwickeln läßt. Die ersten Glieder sind:

$$-u e^{\alpha i} - \frac{J i}{2 \pi} \frac{1}{z} + \frac{u a^2 e^{-\alpha i} - \frac{J i}{2 \pi} m}{z^2} \dots$$

Multipliziert man diese Reihe, die für den Klammerausdruck in (19) zu setzen ist, mit der Reihe (20), so erhält man nach (19) W' in der Form:

$$\left. \begin{aligned} W' &= v_x - v_y i = A + \frac{B}{z} + \frac{C}{z^2} + \dots \text{ mit } A = -u e^{\alpha i}, \\ B &= -\frac{J i}{2 \pi}, \quad C = u a^2 e^{-\alpha i} + u a_1 e^{\alpha i} - \frac{J i}{2 \pi} m, \dots \end{aligned} \right\} (21)$$

Entwickelt man, was wir später noch brauchen werden, das Quadrat von W' , so entsteht die Reihe:

$$\left. \begin{aligned} W'^2 &= A_1 + \frac{B_1}{z} + \frac{C_1}{z^2} + \dots \text{ mit } A_1 = A^2 = u^2 e^{2\alpha i}, \\ B_1 &= 2 A B = \frac{u J}{\pi} i e^{\alpha i}, \quad C_1 = B^2 + 2 A C = \\ &= -\frac{J^2}{4 \pi^2} - 2 u^2 a^2 - 2 u^2 a_1 e^{2\alpha i} + \frac{u J}{\pi} m i e^{\alpha i} \end{aligned} \right\} (22)$$

5. Berechnung des Auftriebes.

Um den Auftrieb zu berechnen, den die Tragfläche durch die eben ermittelte Strömung erfährt, wenden wir den sog. Impulssatz an, d. i. die Aussage, daß die Summe der auf einen beliebig abgegrenzten Flüssigkeitsteil wirkenden äußeren Kräfte gleichkommt dem Überschuß der an den Grenzen pro Zeiteinheit austretenden Bewegungsgröße über die eintretende. Die Komponenten der gesuchten Auftriebskraft seien P_x und P_y .

Das Koordinatensystem denken wir uns so gelegt, daß die von der Spitze des Profils an dieses gelegte Tangente, die sog. Profillehne, nach Lage und Richtungssinn mit der positiven x -Achse zusammenfällt (Fig. 5). Der von uns oben eingeführte Winkel α , unter dem die Zuströmung aus dem Unendlichen erfolgt, entspricht dann gerade dem sog. Anstellwinkel. In Fig. 5 ist auch der Kreis angedeutet, in den das Profil durch die Transformation (7) übergeht, und auf diesem der Punkt B' , Abbild der Profilspitze B .

Der Flüssigkeitsteil, auf den wir den Impulssatz anwenden wollen, sei einerseits von dem Tragflächenprofil, andererseits von einem mit dem Halbmesser R um den Nullpunkt geschlagenen Kreis begrenzt, der das Profil ganz in sich schließt

(Fig. 5). Dann wirken als äußere Kräfte auf die Flüssigkeit: $-P_x$ und $-P_y$, ferner von dem Druck am äußeren Umfang herrührend:

$$-R \int_0^{2\pi} p \cos \varphi d\varphi \quad \text{und} \quad -R \int_0^{2\pi} p \sin \varphi d\varphi.$$

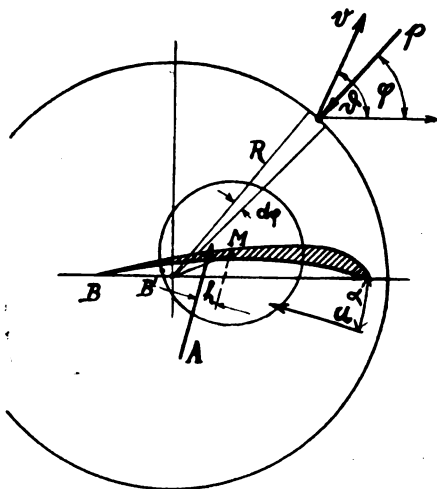


Fig. 5.

Dabei bedeutet φ den Winkel, den der Fahrstrahl vom Mittelpunkt nach einem beliebigen Umfangspunkt des R -Kreises mit der x -Achse einschließt. Da die beiden Integrale, wenn an die Stelle von p eine Konstante gesetzt wird, verschwinden, kann man zufolge der Bernoullischen Gleichung (14) in ihnen p durch $-\frac{\mu v^2}{2}$ ersetzen, so daß die Ausdrücke

$$\frac{R\mu}{2} \int_0^{2\pi} v^2 \cos \varphi d\varphi \quad \text{und} \quad \frac{R\mu}{2} \int_0^{2\pi} v^2 \sin \varphi d\varphi$$

entstehen. Die Komponenten der Bewegungsgröße pro Volumeneinheit sind μv_x und μv_y , also wenn ϑ den Winkel des Geschwindigkeitsvektors mit der x -Achse bezeichnet:

$$\mu v \cos \vartheta \quad \text{und} \quad \mu v \sin \vartheta.$$

Die pro Zeiteinheit durch den Kreisumfang austretende Bewegungsgröße (abzüglich der eintretenden) hat die Komponenten:

$$R\mu \int_0^{2\pi} v^2 \cos(\vartheta - \varphi) \cos \vartheta d\varphi, \quad R\mu \int_0^{2\pi} v^2 \cos(\vartheta - \varphi) \sin \vartheta d\varphi,$$

weil $v \cos(\vartheta - \varphi)$ die nach auswärts positiv gerechnete, radiale Geschwindigkeitskomponente ist. Die beiden Komponentengleichungen des Impulssatzes lauten demnach:

$$\left. \begin{aligned} -P_x + \frac{R\mu}{2} \int_0^{2\pi} v^2 \cos \varphi d\varphi &= R\mu \int_0^{2\pi} v^2 \cos(\vartheta - \varphi) \sin \vartheta d\varphi \\ -P_y + \frac{R\mu}{2} \int_0^{2\pi} v^2 \sin \varphi d\varphi &= R\mu \int_0^{2\pi} v^2 \cos(\vartheta - \varphi) \sin \vartheta d\varphi \end{aligned} \right\} (23)$$

Faßt man die beiden Gleichungen derart zusammen, daß man die zweite, mit i multipliziert, von der ersten abzieht und dann ordnet, so entsteht:

$$\begin{aligned} P_x - P_y i &= \frac{R\mu}{2} \int_0^{2\pi} v^2 [(\cos \varphi - \sin \varphi \cdot i) - \\ &\quad - 2 \cos(\vartheta - \varphi) \cdot (\cos \vartheta - \sin \vartheta \cdot i)] \\ &= \frac{R\mu}{2} \int_0^{2\pi} v^2 [e^{-i\varphi} - 2 \cos(\vartheta - \varphi) e^{-\vartheta i}]. \end{aligned}$$

Für den Klammerausdruck rechts kann man schreiben:

$$e^{-\vartheta i} [e^{(\vartheta - \varphi) i} - 2 \cos(\vartheta - \varphi)] = e^{-\vartheta i} \cdot e^{-(\vartheta - \varphi) i},$$

also

$$P_x - P_y i = \frac{R\mu}{2} \int_0^{2\pi} v^2 e^{-2\vartheta i} \cdot e^{\varphi i} d\varphi. \quad (24)$$

Nun ist aber

$$W' = v e^{-i\vartheta} \quad (25)$$

da v reell ist und W' als komplexe Größe aufgetragen (s. oben unter 1) das Spiegelbild des Geschwindigkeitsvektors ergibt. Demnach wird endgültig:

$$P_x - P_y i = \frac{R\mu}{2} \int_0^{2\pi} W'^2 e^{\varphi i} d\varphi \quad (26)$$

wobei für W' der oben in (22) gefundene Wert mit $z = R e^{i\varphi}$ einzusetzen ist.

Die weitere Rechnung erledigt sich nun überraschend einfach. Beachtet man, daß die einzelnen Glieder der Reihe (26), von konstanten Faktoren abgesehen, wegen $z = R e^{i\varphi}$ die Form

$$R^{-n} e^{-n\varphi i} \quad (n = 0, 1, 2, \dots)$$

annehmen, so sieht man, daß bei gliedweiser Durchführung der Integration (26) stets nur Integrale der Form

$$R^{-n} \int_0^{2\pi} e^{(-n+1)\varphi i} d\varphi$$

zu bilden sind. Alle diese Integrale verschwinden aber, der Periodizität des Integranden wegen, mit alleiniger Ausnahme des Gliedes $n = 1$, das in (22) den Koeffizienten B_1 besitzt

und somit den Wert $\frac{2\pi B_1}{R}$ ergibt. Die rechte Seite von (26) ist also mit Hilfe von (22) sofort gefunden zu

$$\frac{R\mu}{2} \cdot \frac{2\pi B_1}{R} = \mu u J i e^{\alpha i}$$

also

$$P_x - P_y i = \mu u J i e^{\alpha i} \quad (27)$$

Da die komplexe Größe links das Spiegelbild des gesuchten Kraftvektors bezüglich der x -Achse bedeutet, folgt aus (27), daß die Kraft senkrecht auf der durch α bestimmten Zuströmrichtung steht und die Größe

$$A = \mu u J \quad (28)$$

besitzt. Drückt man nach (18) J durch den Winkel β aus, der den Bildpunkt der Profilspitze auf dem Kreisumfang festlegt, so wird

$$A = 4\pi \mu u^2 a \sin(\alpha + \beta) \quad (29)$$

Wird die ganze Breite des Profils mit b bezeichnet, so ergibt sich der sog. Auftriebskoeffizient

$$\zeta_A = \frac{A}{\mu u^2 b} = 4\pi \frac{a}{b} \sin(\alpha + \beta) \quad (30)$$

Die Formeln (29) und (30) stimmen mit den von Joukowski für seinen Sonderfall gefundenen überein¹⁾.

6. Bestimmung der Angriffslinie.

Um die Angriffslinie des Auftriebes oder, was auf dasselbe hinauskommt, sein Moment M in bezug auf den Nullpunkt O des Koordinatensystems zu bestimmen, wenden wir wieder den Impulssatz an, nur daß wir jetzt das Moment der äußeren Kräfte und das Moment der Bewegungsgröße in Betracht ziehen. Die Rechnung wird noch einfacher als die frühere, weil die Drucke am Umfang des R -Kreises kein Moment in bezug auf den Mittelpunkt des Kreises ergeben. Das Moment der Bewegungsgröße ist $R\mu v \sin(\vartheta - \varphi)$, so daß die Gleichung lautet:

$$-M = R^2 \mu \int_0^{2\pi} v^2 \cos(\vartheta - \varphi) \sin(\vartheta - \varphi) d\varphi \quad (31)$$

Nun folgt aus (25):

$$W' e^{\varphi i} = v e^{-(\vartheta - \varphi) i} = v [\cos(\vartheta - \varphi) - \sin(\vartheta - \varphi) i].$$

¹⁾ Daß bei Joukowski a. a. O. noch der Faktor $\sin \beta$ auftritt, rührt daher, daß er nicht, wie wir, eine Transformation betrachtet, die das Unendliche unverändert läßt, sondern eine, die das Unendliche im Verhältnis $1 : \sin \beta$ vergrößert. Daher ist auch der Kreis, in den das Profil transformiert wird, bei Joukowski im Verhältnis $1 : \sin \beta$ größer als bei uns.

Erhebt man hier beide Seiten ins Quadrat, so sieht man, daß der Integrand in (31) gerade der reelle Teil des Ausdrucks

$$\frac{W'^2 e^{2\varphi i}}{2i}$$

ist. Bezeichnen wir also durch ein vorgesetztes \Re den Realteil einer komplexen Größe, so erhalten wir:

$$M = R^2 \mu \Re \int_0^{2\pi} \frac{1}{2i} W'^2 e^{2\varphi i} d\varphi \dots (32)$$

Die Berechnung dieses Integrals auf Grund von (22) geschieht genau wie oben die des Integrals (26). Wieder fallen alle Glieder der Reihe fort, bis auf ein einziges, aber diesmal bis auf das Glied

$$\frac{C_1}{2^2} = \frac{C_1}{R^2} e^{-2\varphi i}$$

Dieses Glied liefert den Beitrag

$$\frac{\pi}{i} \cdot \frac{C_1}{R^2}$$

so daß nach (22)

$$M = \mu \pi \Re \left[2 u^2 a_1 i e^{2\alpha i} + \frac{uJ}{\pi} m e^{\alpha i} \right] \dots (33)$$

Die ersten beiden Summanden von C_1 sind hier gleich fortgelassen, weil sie keinen reellen Bestandteil ergeben. Der Koeffizient a_1 der Entwicklung (7) ist im allgemeinen eine komplexe Größe, für die wir schreiben wollen

$$a_1 = -c^2 e^{2\gamma i} \dots (34)$$

(c und γ reell). Setzen wir auch

$$m = |m| e^{\delta i} \dots (35)$$

so nimmt (33) die Form an:

$$M = 2 \mu \pi u^2 c^2 \sin^2(\alpha + \gamma) + \mu u J |m| \cos(\alpha + \delta) \dots (36)$$

Verlegt man den Bezugspunkt des Momentes vom Anfangspunkt O nach dem Mittelpunkt des Bildkreises des Profils, so muß sich das Moment um den Wert

$$A \cdot |m| \cos(\alpha + \delta)$$

(s. Fig. 5) vermindern. Das ist aber nach (28) gerade der zweite Summand in (36), es bleibt also nur

$$M_1 = 2 \mu \pi u^2 c^2 \sin 2(\alpha + \gamma) \dots (37)$$

für das Moment des Auftriebes, bezogen auf den Kreismittelpunkt. Der Hebelarm der Auftriebskraft ist wegen (29):

$$h = \frac{c^2 \sin 2(\alpha + \gamma)}{2a \sin(\alpha + \beta)} \dots (38)$$

Hiernach ist die sog. Druckpunktwanderung zu beurteilen. Die Formel (38) stimmt anscheinend nicht mit der von Joukowski für seinen Sonderfall ohne Beweis angegebenen¹⁾ überein.

7. Zusammenfassung und Erörterung der Ergebnisse.

Die wichtigsten Ergebnisse unserer Untersuchung lassen sich wie folgt zusammenfassen.

Nach dem in 2) angeführten Satz über konforme Abbildung wird zu jedem Tragflächenprofil ein Kreis (Mittelpunkt M , Halbmesser a) bestimmt und auf dem Kreisumfang ein Punkt B' , das Abbild der Profilspitze B . Nennen wir M kurz den »Mittelpunkt des Profils« und die Gerade $B'M$ die »erste Achse« oder »Nulllinie«, und bezeichnen wir mit

$$\alpha_1 = \alpha + \beta \dots (39)$$

den Anstellwinkel der Nulllinie gegen die Bewegungsrichtung, so wird der Auftrieb nach (29)

$$A = 4 \pi \mu u^2 a \sin \alpha_1 \dots (40)$$

einfach dem Sinus des neuen Anstellwinkels proportional. Bestimmen wir ferner eine »zweite Achse« des Profils so, daß sie aus der x -Achse durch positive Drehung um den Winkel γ hervorgeht und schreiben wir

$$\alpha_2 = \alpha + \gamma \dots (41)$$

so wird das Moment des Auftriebes, bezogen auf den Mittelpunkt M , nach (37):

$$M_1 = 2 \pi \mu u^2 c^2 \sin 2\alpha_2 \dots (42)$$

proportional dem Sinus des doppelten Anstellwinkels der zweiten Achse. Im ganzen kommen also nur folgende Invarianten des Profils für die Kraftwirkung in Frage:

- Für die Auftriebsgröße: Die Richtung der ersten Achse (1) und der Halbmesser des Bildkreises (2);
- für die Auftriebslage außerdem: Der Mittelpunkt des Profils (3, 4),
- die Richtung der zweiten Achse (5) und
- die Größe des Parameters c (6).

Wir werden weiter unten zeigen, wie man auch die zweite Achse und den Parameter c anschaulich deuten kann.

An unseren Ergebnissen ist auffallend, daß die Abhängigkeit der Auftriebsgröße und -lage von der Bewegungsrichtung ganz allgemein so einfachen Gesetzen genügt, während man zuerst vermuten könnte, diese Abhängigkeit müßte dieselbe Mannigfaltigkeit aufweisen wie die Profilverformen selbst. Praktisch bedeutet das, daß man aus zwei Werten des Auftriebskoeffizienten ζ_A für zwei verschiedene α den ganzen Verlauf der Linie $\zeta_A(\alpha)$ bestimmen kann usw. Die bisherigen Versuche stimmen jedenfalls darin überein, daß bei den kleinen Werten von α , für die die Theorie überhaupt anwendbar ist, diese Linie als eine fast gerade, schwach abwärts gewölbte Kurve erscheint.

Eine volle Verwertung der Ergebnisse unserer Untersuchung für die Flugzeugkonstruktion — soweit hier überhaupt die Grundlagen der Theorie Geltung haben — ist natürlich erst dann erreicht, wenn wir angeben können, wie man zu einem gegebenen Profil die von uns eingeführten Invarianten findet. Damit und mit der umgekehrten Aufgabe, nämlich Profile zu gegebenen Invarianten anzugeben, werden wir uns in späteren Mitteilungen beschäftigen. Hier nur noch etwas über die Abschätzung der fraglichen Größen!

Zunächst besagt ein Satz von Bieberbach, daß die größte Breite des Bereiches, dessen Außenraum durch die Abbildung (7) in den Außenraum des Kreises vom Halbmesser a übergeht, nicht größer als $4a$ sein kann.¹⁾ Daraus folgt nach (30)

$$\zeta_A = 4 \pi \frac{a}{b} \sin \alpha_1 \approx \pi \sin \alpha_1 \dots (43)$$

Die Neigung der ζ_A -Linie für kleine Anstellwinkel α_1 ist also stets größer als π . Es ist auffallend, daß sich eine untere Grenze für ζ_A ergibt; man würde eher vermuten, daß die Größe des Auftriebes nach oben hin beschränkt ist. Aber der Flugzeugkonstrukteur weiß, daß gerade die oft zu hohen Werte des Auftriebskoeffizienten die Schwierigkeit für die Erzielung großer Fluggeschwindigkeit bilden. Daß die üblichen Laboratoriumsversuche viel schwächer geneigte ζ_A -Linien ergeben, ist kein Widerspruch gegen unsere Folgerung, da die Störung der ebenen Bewegung an den Enden der kurz abgeschnittenen Modelle, wie man weiß, die Ergebnisse in diesem Sinne beeinflusst. Die zur Prüfung der Joukowskischen Theorie in Göttingen durchgeführten Versuche haben bei Berücksichtigung dieses Umstandes einen entsprechend höheren Wert für $\zeta_A: \alpha_1$ ergeben.

Die untere Grenze der Ungleichung (43) wird erreicht, wenn das Profil in einen dünnen Spalt vom Flächeninhalt Null übergeht. Die üblichen Profile sind nicht viel von einem solchen Spalt verschieden. Daher wird der theoretische Wert von ζ_A immer nahe über $\pi \sin \alpha_1$ liegen. Für das erwähnte Modell einer Joukowskischen Tragfläche lag der rechnermäßige Wert von ζ_A bei $3,2 \sin \alpha_1$.

Eine weitere von Bieberbach angegebene Ungleichung besagt, daß der mit dem Halbmesser $2a$ um M als Mittelpunkt geschlagene Kreis das Profil ganz in seinem Innern enthält. Der Grenzfall, daß nämlich dieser Kreis das Profil an zwei Stellen berührt, tritt wieder dann ein, wenn das

¹⁾ Vgl. z. B. Sitzungsber. d. Berliner Akad., 1916, S. 940 und die an dieser Stelle angeführten Arbeiten. Auch Bieberbach, Konforme Abbildung. Samml. Göschen.

¹⁾ Aerodynamique, S. 178.

Profil in den kreisbogenförmigen Spalt übergeht. Daraus folgt nun, daß M annähernd auf der zur Sehne senkrechten Mittellinie liegen und der Kreisradius a annähernd die Hälfte der Abstände zwischen M und den Profilen ausmachen muß.

Zu vorgegebenen Werten der 6 Invarianten kann man naturgemäß noch eine große Zahl verschiedener Profile angeben, die sich dann alle untereinander hinsichtlich der Auftriebsgrößen ganz gleich verhalten. Nimmt man an, daß die Ungleichung

$$a \cos(\beta - \gamma) - c > 0 \quad \dots \quad (44)$$

besteht, so kann man jedesmal auch ein und nur ein Joukowskisches Profil zu vorgeschriebenen Werten der Invarianten finden. Denn die Umkehrung von (7), die mit den Gliedern

$$z = z' - \frac{a_1}{z'} \dots \dots \dots (45)$$

beginnt, läßt sich nach (34) durch Drehung des Achsenkreuzes um den Winkel γ auf die Form

$$z = z' + \frac{c^2}{z} \dots \dots \dots (46)$$

bringen. Dies stimmt bis zum zweiten Glied mit der oben angeführten Transformation (9) überein, durch welche jeder durch $z' = -c$ hindurchgehende und $z' = c$ einschließende Kreis in ein Joukowskisches Profil übergeführt wird. Da für die Auftriebsgrößen nur Glieder bis einschließlich zur Ordnung 1 in Betracht kommen, ist damit unsere Behauptung erwiesen. Die Ungleichung (44) drückt nur aus, daß der Grundkreis die zweite Verzweigungsstelle $z' = c$ in seinem Innern enthalten muß. Die zweite Achse ist durch die vorgenommene Drehung parallel zur reellen Achse geworden.

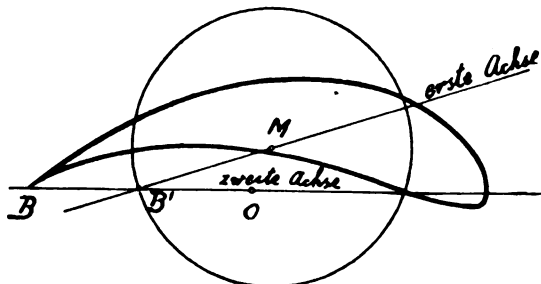


Fig. 6.

Hiernach kann man für die praktisch vorkommenden sichelförmigen Profile eine erste ungefähre Orientierung über die Bedeutung der einzelnen Invarianten auf Grund der bekannten Eigenschaften der Joukowskischen Profile gewinnen. Die zweite Achse hat annähernd die Richtung der Flächensehne, der Anstellwinkel der ersten Achse ist um etwa ein Viertel des von der Profilunterseite gebildeten Bogenwinkels größer, der Mittelpunkt M liegt beiläufig in der Mitte der unteren Begrenzung des Profils, c ist annähernd ein Viertel der Sehnenlänge und der Ausdruck (44) ein Maß für die Dicke des Profils, während der Halbmesser des Bildkreises die Ungleichung (44) eben knapp erfüllt. Vgl. die Fig. 6, die ein Joukowskisches Profil darstellt und ein maßstabrichtiges Bild für die Lage und Größe der Invarianten in dem Spezialfalle eines ziemlich dicken Profils liefert. Nähere Erläuterungen hierzu geben wir noch in den weiteren Mitteilungen.

Die Messung von Flugleistungen in England.¹⁾

Von E. Everling.

Fortsetzung aus Heft 19/20, Seite 155.

III. Die Steigfähigkeitsprüfung (Fortsetzung).

Welche Beobachtungen sind nun während der Steigprüfung notwendig?

¹⁾ Bearbeitet nach einem Vortrage: „Methods of Measuring aircraft performances“, den Captain H. Tizard vom Royal Flying Corps am 7. März 1917 vor der Aeronautical Society of Great Britain hielt.

Zunächst wird in regelmäßigen Zeitabständen nach dem Start die Höhe abgelesen. Dieses Verfahren scheint uns methodisch besser als das umgekehrte, bei welchem die für bestimmte Höhen benötigten Zeiten abgestoppt werden. Denn das Abpassen einer bestimmten Einstellung eines Instrumentes (im ersten Fall der Uhr, im zweiten des Höhenmessers) läßt sich im allgemeinen nicht mit der gleichen Genauigkeit durchführen wie das Ablesen einer Zeigerstellung in einem gegebenen Augenblick (im ersten Fall also am Höhenmesser, im zweiten an der Uhr). Da nun die Zeit bei diesen Steigversuchen mit viel größerer Genauigkeit eingehalten bzw. abgelesen werden kann als die Höhe, so gibt das erstere Verfahren zuverlässigere Werte.

Abgesehen von der eben erwähnten Ungenauigkeit der Ablesung ist das Barometer aber auch deswegen kein zuverlässiger Höhenmesser, weil es ja nur den Luftdruck mißt und außerdem häufig mit konstruktiven Mängeln behaftet ist. Aus dem Luftdruck am Boden b_0 und in der Luft b wird die Höhe z (m) nach der barometrischen Höhenformel¹⁾ ermittelt:

$$z = 8000 \cdot \frac{273 + t}{273} \cdot \log \text{nat} \left(\frac{b_0}{b} \right) = 18400 \cdot \frac{273 + t}{273} \cdot \log \left(\frac{b_0}{b} \right) \\ = 67,4 (273 + t) \cdot \log \left(\frac{b_0}{b} \right).$$

Für den praktischen Gebrauch werden die Barometer mit einer Höhenskala versehen, die mit Hilfe von Jahresmittelwerten für t (t ist die mittlere Temperatur zwischen den beiden Meßhöhen), die zu jeder Höhe angenommen werden, aus der Formel zu berechnen ist. In England legt man nach Angabe des Vortragenden für die ganze Höhe (!) eine einheitliche Temperatur von 10°C (gleich 50°F) dieser Umrechnung zugrunde, einen Wert also, der zwar am Erdboden im Jahresmittel ungefähr richtig ist, aber nur an besonders heißen Sommertagen als mittlere Temperatur z. B. zwischen 0 und 6 km angesehen werden kann. Sonst zeigt das Barometer zu große Höhe an, an einem kalten Wintertage z. B. 5 km, wenn die wahre Höhe 4,4 km ist. Ganz allgemein müssen also die Höhenablesungen im Verhältnis $(273 + t) : 283$ reduziert werden:

Tabelle 3.

Für eine mittlere Temperatur von beträgt also der Korrektionsfaktor	+ 10°	0°	- 10°	- 20° C.
	1,000	0,965	0,929	0,894 usw.

Die Größe dieser Berichtigung zeigt zur Genüge die Notwendigkeit von Temperaturmessungen während des Probefluges. Zu diesem Zweck wird ein Spezialthermometer an einem Stiel angebracht, in genügendem Abstand vom Rumpf und von der warmen Auspuffluft. Das — nach Meinung des Vortragenden — in Frankreich gebräuchliche Verfahren, die Bodentemperatur zu messen und eine gleichmäßige Abnahme mit der Höhe anzunehmen, hat wegen der möglichen Unregelmäßigkeiten, die wir auf Fig. 1 bereits kennen gelernt haben, beträchtliche Fehler im Gefolge.

Jedenfalls muß man das Barometer nicht als Höhenmesser, sondern als Druckanzeiger benutzen. Man darf es infolgedessen auch nicht jedesmal auf Null herabsetzen, sondern muß es so einstellen, daß der Nullpunkt der Höhenteilung dem Luftdruck 760 mm entspricht. Dann gehört nach Tabelle 2 zu jeder anderen Höhe ein bestimmter mittlerer Druck. Kennt man außerdem die Temperaturen in bestimmten Höhen, so läßt sich die Luftdichte berechnen oder aus Kurvendarstellungen abgreifen.

Bei jedem Steigfluge wird also, außer dem gesamten Fluggewicht, der Nutzlast oder Zuladung, gemessen:

1. Die Barometeranzeige von 1000 zu 1000 Fuß (gleich je 305 m),
2. die seit dem Start verflossene Zeit,
3. die Temperatur;

ferner zur Vervollständigung von Zeit zu Zeit

4. die Fluggeschwindigkeit und
5. die Motordrehzahl.

¹⁾ Im englischen Bericht fehlt der Faktor $\frac{8000}{273} = 29,3$.

Die Steigzeiten werden dann auf Koordinatenpapier in Abhängigkeit von den Höhen als Kurve aufgetragen und aus der Richtung der Tangenten an diese Kurve die Steiggeschwindigkeit für 1000, 2000 usw. Fuß bestimmt und mit Hilfe des Korrektionsfaktors nach Tabelle 3 wegen der Abweichung der beobachteten von der mittleren Temperatur berichtigt. Die so erhaltenen »genauen« Steiggeschwindigkeiten werden dann »nochmals in Abhängigkeit von den Normalhöhen« aufgetragen¹⁾ und die gesuchten »richtigen« Steigzeiten durch graphische Integration der Kurven gewonnen.

kleinstmöglichen Geschwindigkeit für diese Höhe¹⁾, zugleich mit dem Benzinverbrauch und der Drehzahl, der Höhe und der Temperatur gemessen.

Für genaue Geschwindigkeitsmessungen ist große Sorgfalt des Führers erforderlich, weit mehr als für die Steigprüfungen. Vor allem bei böigem Wetter sind Fehler möglich. Am besten fliegt man dann zuerst etwas abwärts, darauf aufwärts, und liest die Geschwindigkeiten ab. Zwischen ihnen liegt der Wert für den wagerechten Flug.

Der Flieger muß also eine mittlere Geschwindigkeit zwischen diesen beiden Anzeigen einhalten und dabei »mit einem

Tabelle 4.

Beispiel für eine Steigprüfung. Flugzeug: . . . Motor: . . . Datum: 27. Februar 1916.

Barometerhöhe		Temperaturablesung		Luftdichte relativ vH	Steigzeit min	Steiggeschwindigkeit		Normalhöhe Fuß	Mittl. Luftdichte vH	Steigzeit min	Steiggeschwindigkeit	
Fuß	km	°Fahr.	°Cels.			gemessen Fuß/min	berechnet Fuß/min				Fuß/min	m/s
0	0,00	36	+ 2,2	—	0,00	—	—	—	—	—	—	—
1 000	0,30	37	+ 2,8	101,0	1,00	835	814	1 000	99,40	1,20	775	3,94
2 000	0,61	38	+ 3,3	97,2	2,10	735	718	2 000	96,30	2,56	685	3,48
3 000	0,91	36	+ 2,2	94,0	3,70	640	622	3 000	93,26	4,11	610	3,10
4 000	1,22	36	+ 2,2	90,7	5,40	560	544	4 000	90,25	5,85	545	2,77
5 000	1,52	36	+ 2,2	87,4	7,25	510	495	5 000	87,35	7,80	490	2,49
6 000	1,83	33	+ 0,6	84,7	9,40	450	435	6 000	84,50	9,96	435	2,21
7 000	2,13	30	— 1,1	82,1	11,90	405	389	7 000	81,80	12,40	385	1,96
8 000	2,44	26	— 3,3	79,9	14,25	365	347	8 000	79,16	15,14	345	1,75
9 000	2,74	22	— 5,6	77,6	17,00	330	312	9 000	76,55	18,20	310	1,57
10 000	3,05	23	— 5,0	74,7	20,25	310	294	10 000	74,00	21,61	280	1,42
11 000	3,35	21	— 6,1	72,2	23,60	280	264	11 000	71,70	25,41	245	1,24
12 000	3,66	20	— 6,7	69,8	27,40	230	216	12 000	69,50	29,81	210	1,07
13 000	3,96	17	— 8,3	67,7	31,90	195	182	13 000	67,32	35,13	170	0,86
14 000	4,27	12	— 11,1	65,9	37,90	150	139	14 000	65,17	41,88	130	0,66
15 000	4,57	8	— 13,3	64,1	45,25	110	101	14 500*)	64,11	46,23	105	0,53

*) Da die mittlere Luftdichte (nach Tabelle 2) von 63,0 vH für 15000 Fuß während des Steigfluges wegen der niedrigen Außentemperatur des Februartages nicht erreicht wurde, konnte als höchste Normalhöhe nur 14500 Fuß, gleich 4,042 km, mit einem Luftdichteverhältnis von 64,1 vH gewählt werden. Die letzten fünf Spalten der Tabelle sind aus der zweiten Auswertungskurve (Steiggeschwindigkeiten in Abhängigkeit von der Normalhöhe) abgegriffen.

Die Durchführung und die Ergebnisse einer solchen Steigprüfung zeigt Tabelle 4, in der wir die Maße des Originals (° Fahrenheit und Fuß) beibehalten zu müssen glaubten, aber die entsprechenden Werte in km und ° C ebenfalls angegeben haben. Mit jedem neuen Flugzeug werden zwei Steigprüfungen bis etwa 5 km Höhe vorgenommen, wenn es die Zeit gestattet, sogar drei oder mehr. Die Mittelwerte aus diesen Flügen stellen die Flugleistungen an einem »Normaltage« so gut wie unabhängig von der Temperaturverteilung, den vertikalen Luftströmungen und anderen Fehlerquellen dar.

Wenn die Steigkurve nach oben hin verlängert wird, bis sie wagerecht verläuft, so erhält man die Gipfelhöhe, für die die Steiggeschwindigkeit Null ist.

IV. Die Geschwindigkeitsprüfung.

Wenn bei dem Steigfluge 16000 Fuß (4,9 km) erreicht sind, wird die Geschwindigkeit im wagerechten Fluge in Höhenlagen von 2000 zu 2000 Fuß (gleich je 610 m), vom höchsten Punkte abwärts, mit dem Fahrtmesser bestimmt. Zur genauen Einhaltung der Wagerechten wird statt des zu wenig empfindlichen Barometers ein »Statoskop« (Fig. 2) benutzt, das auf dem Variometerprinzip (vgl. Abschnitt III) beruht, aber statt des Manometers mit Flüssigkeitsfüllung nur ein kleines, wagerechtes, schwach gebogenes Glasröhrchen enthält, in dem sich ein Tropfen befindet. Das Instrument spricht daher auf die kleinsten Höhenschwankungen durch eine Verschiebung des Tropfens aus der Ruhelage an, während er bei starken Niveauänderungen an den Enden des Rohres in je einer Tasche oder Falle aufgefangen wird. (Die Vorrichtung wird von der British Wright Co. hergestellt.)

In einigen Höhenstufen wird außer der Geschwindigkeit bei Vollgas auch die mit gedrosseltem Motor, bis herab zur

Auge« das Statoskop überwachen, um kleine Korrekturen geben zu können, wenn es ein Steigen oder Fallen anzeigen sollte. Mit einiger Sorgfalt wird es auf diese Weise möglich sein, die Geschwindigkeit im wagerechten Fluge auf 1 bis 2 km/h genau, auch bei leichten Flugzeugen, konstant zu halten und zu messen — bis auf Fehler, die durch auf- oder absteigende Luftströmungen verursacht werden, die jedoch durch Mittelbildung aus den Beobachtungen in den verschiedenen Höhen²⁾ größtenteils beseitigt werden.

Hierbei ist die Fluggeschwindigkeit aus der Anzeige des Fahrtmessers zu bestimmen, der, weil er ja auf dem Staudruckprinzip beruht, in großen Höhen zu geringe Geschwindigkeiten anzeigt, in 2 ½ km Höhe z. B. 112 km/h statt des richtigen Wertes 118 km/h. Denn der Fahrtmesser ist im Grunde nichts als ein Druckmesser, ebenso wie das Barometer, nur von größerer Empfindlichkeit; und zwar gibt er die Druckdifferenz zwischen der umgebenden Luft und einer in der Flugrichtung offenen Düse an. Dieser Staudruck ist, wie wir bereits sahen,

$$q = \frac{\gamma}{2g} \cdot v^2 = \frac{\rho}{2} v^2,$$

also proportional der Massendichte der Luft und dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit, vorausgesetzt, daß die Düsenöffnung nicht durch die Nachbarschaft von Flügeln, Stielen oder anderen Flugzeugteilen, durch Wirbel und andere Störungen beeinflusst wird. Die Fahrtmesser tragen nun eine solche Teilung, daß sie bei der Normalluftdichte $\gamma_0 = 1,221 \text{ kg/m}^3$, die sich im

¹⁾ Gemeint ist hier die Geschwindigkeit, die dem besten Anstellwinkel, dem steilsten Steigen, dem Flug in der Gipfelhöhe, dem Auftriebsüberschuß Null (was alles nahezu auf dasselbe hinauskommt) entspricht. Darüber hinaus kann man unter Umständen bei noch größeren Anstellwinkeln noch geringere Geschwindigkeiten erzielen, man muß dann aber wieder mehr Gas geben. Vgl. hierzu die in Anmerkung 1, S. 155 links angeführte Stelle, besonders dort S. 36, zweite Spalte oben.

²⁾ Nämlich durch graphische Ausgleichung der gemessenen Werte durch eine hindurchgelegte Kurve; vgl. Fig. 5 und 6.

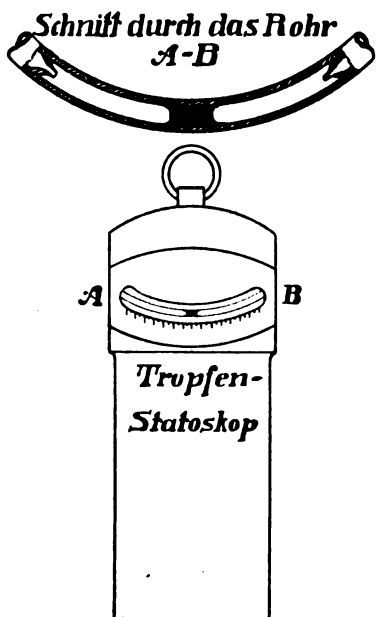
¹⁾ Also, was Tizard hier nicht besonders hervorhebt, in Abhängigkeit von den berechneten Luftdichten in den Beobachtungshöhen. Die Normalhöhen, die zu den Luftdichten nach Tabelle 2 gehören, ergeben sich dann durch Interpolation. Vgl. Tabelle 4.

Mittel in einer Höhe von etwa 250 m ü. M. befindet, die richtige Geschwindigkeit angeben.

Hat die wirkliche Geschwindigkeit in einer Höhe mit der Luftdichte γ den Wert v , und ist die Anzeige etwa 112 km/h = 31 m/s, so gilt nach der Gleichung für den Staudruck die Beziehung:

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} \cdot v^2 = 31^2, \quad v = 31 : \sqrt{\frac{\gamma}{\gamma_0}}$$

Um also die wahre Geschwindigkeit zu erhalten, muß man die abgelesene mit der Quadratwurzel aus der Dichte für die Flughöhe dividieren. Ist z. B. bei 2,44 km Höhe, abgelesen



Figur 2.

Tropfen-Statoskop zur Kontrolle der Einhaltung einer bestimmten Höhe bei den Geschwindigkeitsprüfungen. Der vergrößerte Schnitt durch das Manometerrohr *A B* zeigt die Taschen zur Aufnahme des Flüssigkeitstropfens bei starken Höhenänderungen,

an einem auf 760 mm eingestellten Barometer, also bei einem äußeren Druck von 560 mm, die angezeigte Geschwindigkeit 118 km/h, die Temperatur 0°, so ist das zugehörige Luftdichteverhältnis 0,76¹⁾. Die berichtigte Fluggeschwindigkeit ist daher

$$v = \frac{118}{\sqrt{0,76}} = 135 \text{ km/h.}$$

V. Eichung der Geschwindigkeitsmesser.

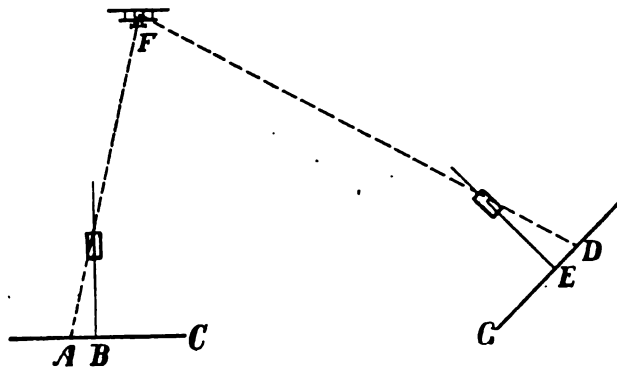
Die wegen der Luftdichte berichtigte Geschwindigkeitsanzeige des Staudruckmessers wird aber nur dann richtig sein, wenn das Meßgerät wirklich den Staudruck anzeigt, also z. B. nicht durch allzu nah benachbarte Stiele oder Flügel gestört wird. Die Größe des möglichen Fehlers muß jedenfalls festgestellt, der Geschwindigkeitsmesser muß also geeicht werden, indem man in einer bestimmten, für die Beobachtung bequemen Höhe die »wirkliche« Geschwindigkeit des Flugzeuges gegen die Luft durch Zeitmessungen vom Boden aus ermittelt und mit der Anzeige der Staudruckmesser vergleicht.

Von der Genauigkeit dieser Eichung hängt die Zuverlässigkeit aller unmittelbaren Beobachtungen im Fluge ab. Sie kann durch Flugversuche über einer Meßstrecke entweder dicht über dem Boden oder in beträchtlicher Höhe vorgenommen werden. Der »Meßtrupp« (die Testing Squadron) hat das letztere Verfahren bevorzugt, weil dessen Versuchsbedingungen denen der gewöhnlichen Abnahmeflüge

¹⁾ Der von Tizard angegebene Wert 0,85 beruht wohl auf einem Rechenfehler.

mit Geschwindigkeitsmessungen näher kommen, weil in der Höhe die Luft ruhiger, die Wetterverhältnisse beständiger sind und weil der Flieger in größerem Abstand vom Erdboden leichter seine ganze Aufmerksamkeit auf die Innehaltung einer bestimmten Geschwindigkeit richten kann.

Bei einem gebräuchlichen Verfahren zur Geschwindigkeitsmessung vom Boden aus wird eine Dunkelkammer¹⁾ senkrecht aufwärts, eine zweite, in einem Abstand von z. B. 1 ½ km, unter beispielsweise 45° Neigung auf die erste hin gerichtet, wie es Fig. 3 zeigt. Mit dieser Anordnung kann ein Flugzeug, das sich gerade über der senkrechten Kammer befindet, im Gesichtsfeld der geneigten beobachtet werden,



Figur 3.

Messung der Fluggeschwindigkeit über Grund mit zwei Dunkelkammern.

B C stellt die wagerechte, *G E* die unter 45° geneigte Bildebene dar; *A* bzw. *D* den Bildpunkt des Flugzeuges *F*.

wenn es zwischen 0,5 und 4,5 km hoch ist, indessen sind für große Höhen Messungen nur bei sehr klarem Wetter möglich.

Beim Versuch fliegt man genau über die senkrechte Kammer²⁾, nahezu rechtwinklig zur Verbindungslinie beider²⁾, möglichst geradlinig und mit gleichmäßiger Geschwindigkeit. In beiden Kammern zeichnen Beobachter jede Sekunde den scheinbaren Ort des Flugzeuges auf der Beobachtungsebene ein. Die Verbindungslinie der beiden Kammern, die »Basis-Linie« der Anordnung, ist auf diesen Beobachtungsebenen durch je einen Strich markiert, die von den Bildern des Flugzeuges in beiden Kammern gleichzeitig überschritten werden müssen, wenn das Flugzeug selbst die Vertikalebene über der Basislinie, also die Beobachtungsebene, kreuzt. Die aufgezeichneten Sekundenpunkte gestatten daher, auch wenn sie nicht gleichzeitig eingetragen wurden, durch nachträgliche Zurückführung auf den Zeitpunkt des Überschreitens der Beobachtungsebene und durch Interpolation zwischen den aufgetragenen Sekundenmarken, zunächst die Höhe des Flugzeuges mit beträchtlicher Genauigkeit zu berechnen, nämlich bei einiger Sorgfalt mit einem Fehler von weniger als 1 vT.

Die letztere Angabe möchten wir doch mit einem Fragezeichen versehen. Das Verfahren wird übrigens seit Jahren unter anderen beim Sprungschien Wolkenautomaten angewandt, der aus zwei durch elektrische Auslösung gleichzeitig belichteten senkrecht stehenden photographischen Kammern besteht und zur Bestimmung der Wolkenhöhe und -zuggeschwindigkeit verwandt wird. Sonst pflegt man sich zur Höhenmessung von Luftfahrzeugen schon für die primitivste Art, die Pilotballone zur Feststellung der Richtung und Geschwindigkeit des Windes in verschiedenen Höhen, des Anvisierens mit (einem oder) zwei Theodoliten zu bedienen. Diese Methode gibt wesentlich genauere Werte für

¹⁾ Verdeutschung für »Camera obscura«, bestehend aus einer Art großen Photographenapparates, einem allseitig lichtdicht geschlossenen Raum, der an der Decke eine Linse (oder ein Objektiv) trägt. Diese wirft ein reelles Bild der äußeren Gegenstände, in unserem Fall des Flugzeuges, auf eine weiße Fläche, etwa einen mit Zeichenpapier bedeckten Tisch, auf dem die Lage des äußeren Objektes in jedem Augenblick markiert werden kann.

²⁾ Auf die Befolgung dieser beiden Vorschriften kommt es jedoch, wie die folgende Beschreibung des Verfahrens erkennen läßt, weniger an.

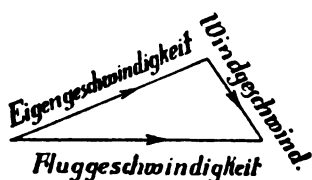
die Flughöhe, und es wäre sonderbar, wenn in England wirklich das angegebene Verfahren in der beschriebenen Form, und nicht bloß dem Prinzip nach, angewandt würde.

Kennt man die Flughöhe, so läßt sich die gesuchte Geschwindigkeit relativ zum Erdboden aus dem mittleren Abstand der sekundlichen Orte des Flugzeugbildes auf dem Beobachtungspapier ermitteln. Denn dieses muß ja, um ein scharfes Bild des sehr weit entfernten Gegenstandes aufzufangen, von der Linse oder dem Objektiv der Dunkelkammer einen Abstand gleich dessen Brennweite haben. Die auf dem Tisch in 1 s scheinbar zurückgelegte Strecke x (m) verhält sich also zur wirklichen Flugstrecke in 1 s wie die Brennweite des optischen Systems f zur vorher berechneten Flughöhe z , beide gemessen mit dem gleichen Maße; mit anderen Worten, die Fluggeschwindigkeit v (m/s), bezogen auf den Erdboden, folgt aus:

$$v = x \cdot \frac{h}{f}$$

Wir brauchen wohl nicht erst zu erwähnen, daß auch die Geschwindigkeitsbestimmung vorteilhafter nach der photographischen oder Theodolitenmethode ausgeführt werden kann.

Um aus der nunmehr bekannten »Reisegeschwindigkeit« gegen den Erdboden auch die »Eigengeschwindigkeit« des Flugzeuges gegen die umgebende Luft, die allein für den Vergleich mit der Anzeige der Staudruckmesser und damit für deren Eichung in Betracht kommt, berechnen zu können, muß man noch die Richtung und Geschwindigkeit des Windes, also die Abtrift, in der Beobachtungshöhe bestimmen. Zu diesem Zweck bedient man sich einer Art Pilotballonmethode: Der Flieger oder Beobachter im Versuchsflugzeug feuert in dem Augenblick, in dem er sich über den beiden Kammern, also in deren Vertikalebene, befindet, ein Rauchsignal schwach aufwärts, und dessen Bahn wird in der senkrechten Kammer gleichfalls aufgezeichnet. Da die Höhe der Rauchwolke gleich der des Flugzeuges, ihre Zugrichtung und Geschwindigkeit aber gleich denen des Windes angenommen und andererseits aus den Beobachtungen ermittelt werden kann, so kennt man die Abtrift, und die gesuchte Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges läßt sich aus der gemessenen Flugrichtung und Geschwindigkeit in bezug auf den Erdboden mit Hilfe des bekannten Geschwindigkeitsdreiecks, das in Fig. 4 dargestellt ist, graphisch oder rechnerisch — nach dem Cosinussatz — bestimmen. Damit ist die Aufgabe gelöst, ein Vergleichswert für die Ablesung des Staudruckmessers ist geschaffen.



Figur 4. Bestimmung der Eigengeschwindigkeit aus der gemessenen Fluggeschwindigkeit über Grund und der nach Größe und Richtung bekannten Windgeschwindigkeit mit Hilfe des Geschwindigkeitsdreiecks.

Die Prüfungsflüge werden nach irgendeiner Richtung in bezug auf den Wind und gewöhnlich mit drei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten ausgeführt, und zwar viermal für jede Geschwindigkeit.

Die Vorteile des Verfahrens faßt der Vortragende folgendermaßen zusammen:

1. Bei der großen Entfernung vom Erdboden kann der Flieger seine ganze Aufmerksamkeit auf die Prüfung lenken.
2. Innerhalb gewisser selbstverständlicher Grenzen kann jede beliebige Flughöhe gewählt werden, so daß es im allgemeinen möglich ist, eine Höhe mit stetigen Windverhältnissen auszuwählen.
3. Es macht nicht viel aus, ob genau die gleiche Höhe eingehalten wird. Viel wichtiger ist, daß mit konstanter Geschwindigkeit geflogen wird.
4. Eine Verbindung zwischen den beiden Meßkammern ist nicht erforderlich, aber immerhin vorteilhaft. Die Beobachtungsreihen, das Aufzeichnen der Sekundenpunkte, können in beiden Kammern ganz unabhängig

voneinander ausgeführt werden; da die Bilder des Flugzeuges in beiden im selben Augenblick durch die Basislinie gehen müssen, ist die nachträgliche Feststellung der Gleichzeitigkeit gewährleistet.

Der größte Nachteil der Methode, die Notwendigkeit besonderer Vorrichtungen, fällt da nicht ins Gewicht, wo ständig Prüfungen dieser Art vorgenommen werden müssen.

(Schluß folgt.)

Vergleich der Flugwiderstände verschiedener Arten von Flugzeugstreben.

Von Ingenieur Leo Kirste, Vorstand des Konstruktionsbüros der Phönix-Flugzeugwerke-Aktiengesellschaft.

Vom flugmechanischen Standpunkt aus betrachtet, lassen sich die einzelnen, dem Fahrtwinde ausgesetzten Teile eines Flugzeugs in drei Gruppen scheiden:

1. Teile, die hauptsächlich Auftrieb liefern sollen (Tragflächen, tragende Dämpfungsfläche).
2. Teile, die Rücktrieb, aber keinen nennenswerten Auftrieb geben (Rumpf, Fahrgestell, Verspannungen).
3. Teile, bei denen sich Größe und Richtung der Luftkraft während des Fluges stark ändert (alle Steuerflächen).

Zu den Teilen der zweiten Gruppe gehören auch die Stiele und Streben, soweit sie dem Fahrtwinde ausgesetzt sind. Der Luftwiderstand, den ein solcher Konstruktionsteil verursacht und dessen Größe wir als Kriterium seiner Güte betrachten wollen, setzt sich aus zwei Summanden zusammen: Dem eigenen Stirnwiderstand der Strebe, der nur von der Fluggeschwindigkeit und der Außenform abhängt, und dem zusätzlichen Widerstand des Flugzeugs, der dadurch entsteht, daß sich dessen Gewicht vergrößert und daher zusätzliche Hubarbeit geleistet werden muß.

Die Gewichtsvermehrung ist nicht nur gleich dem Strebengewicht, sondern größer als dieses. Wird nämlich das Gesamtgewicht vermehrt, so muß auch die tragende Konstruktion verstärkt werden. Wir können annehmen, daß ihr Gewicht ein Drittel von dem des vollbelasteten Flugzeugs ausmacht. Wird das Flugzeuggewicht um g vergrößert, so erhöht sich das Gewicht der tragenden Konstruktion um $\frac{g}{3}$. Da hierdurch das Flugzeuggewicht wieder wächst, wird das Gewicht der tragenden Konstruktion nochmals, und zwar um $\frac{1}{3} \cdot \frac{g}{3}$ vergrößert. Setzt man diese Überlegung fort, so kommt man zu dem Ergebnis, daß durch ein zusätzliches Gewicht g eine tatsächliche Gewichtsvermehrung von

$$g \cdot \Sigma \left(1 + \frac{1}{3} + \frac{1}{3^2} + \frac{1}{3^3} + \dots + \frac{1}{3^n} \right)_{n=\infty} = 1,5 g$$

eintritt.

Bei den gebräuchlichen Flugzeugbauarten können wir den Gesamtwiderstand mit $\frac{1}{6}$ des Vollgewichtes annehmen. Dadurch erhalten wir für den Widerstand der Strebe:

$$W = 0,08 f \cdot V^2 + \frac{1}{6} \cdot 1,5 g = 0,08 f \cdot V^2 + \frac{g}{4} \quad (1)$$

Um die verschiedenen Strebenarten miteinander vergleichen zu können, müssen wir die Widerstände auf die gleiche Grundgröße beziehen.

Die Mehrzahl der Flugzeugstreben hat Knickbeanspruchungen standzuhalten, für deren Berechnung wir die Eulersche Knickformel als gültig annehmen wollen. Setzen wir für Stahlrohr $E = 2200000 \text{ kg/cm}^2$, für Spruceholz $E = 150000 \text{ kg/cm}^2$, so können wir die Knickfestigkeiten auch ausdrücken durch die Gleichungen

$$P_k = 2200 \frac{I}{l^2} \text{ (kg) für Stahlrohr} \dots (2)$$

$$P_k = 150 \frac{I}{l^2} \text{ (kg) für Spruce} \dots (3)$$

wobei I in cm^4 und l in m angegeben ist.

Die Grundbedingung für die Streben, die wir vergleichen wollen, ist daher die, daß ihr kleinstes axiales Trägheitsmoment zumindest in der Mitte den Wert $\frac{P_k \cdot l^2}{2200}$ bzw. $\frac{P_k \cdot l^2}{150}$ hat. Um nun eine Beziehung zwischen dem Trägheitsmoment, der Stirnfläche und dem Gewicht aufstellen zu können, ist es notwendig, auf die Konstruktion der Strebe näher einzugehen.

a) Streben aus unverkleidetem Stahlrundrohr.

Das Trägheitsmoment eines Rundrohres können wir angenähert ausdrücken durch

$$I = 0,35 d^3 \delta \text{ (cm)} \quad (4)$$

das Gewicht für den Meter Länge durch

$$g \text{ (kg/m)} = 2,4 d \delta \text{ (cm)} \quad (5)$$

als Beiwert für den Luftwiderstand wollen wir (nach Eiffel) 0,063 annehmen. Es ist dann

$$W = 0,063 \cdot \frac{d}{100} \cdot V^2 + \frac{1}{4} \cdot 2,4 d \delta \quad (6)$$

$$\delta = \frac{I}{0,35 \cdot d^3}; \quad W = 0,00063 \cdot d V^2 + 1,715 \frac{I}{d^2}$$

Der Widerstand wird ein Minimum, wenn

$$\frac{\partial W}{\partial d} = 0 = 0,00063 V^2 - 3,43 \cdot \frac{I}{d^3} = 0,00063 V^2 - 1,20 \delta; \quad \delta = 0,000525 V^2 \text{ (m/s)} \quad (7)$$

Für $V = 60 \text{ kmh} = 16,7 \text{ ms}$ wäre $\delta = 0,146 \text{ cm} \approx 1,5 \text{ mm}$ für $V = 80 \text{ kmh} = 22,2 \text{ ms}$ wäre $\delta = 2,6 \text{ mm}$. Für höher; Geschwindigkeiten ergeben sich noch größere, praktisch nicht mehr brauchbare Wandstärken.

Die günstigste Wandstärke ist also unabhängig von der absoluten Größe des Profiles und direkt proportional dem Geschwindigkeitsquadrat.

Setzt man diesen Wert in Gleichung (6) ein und für $I = \frac{P_k \cdot l^2}{2200}$, so erhält man die Gleichung für den Widerstand des bei der gegebenen Geschwindigkeit V günstigsten Rundrohres

$$W = \sqrt[3]{\frac{P_k \cdot l^2}{2200 \cdot 0,35 \cdot 0,000525 V^2}} \cdot (0,00063 V^2 + 0,6 \cdot 0,000525 V^2), \quad W = 0,00128 (P_k \cdot l^2)^{1/3} \cdot V^{1/3} \quad (8)$$

b) Streben aus Tropfenrohr mit dem Längenverhältnis 1 : 2,5.

Den Luftwiderstandsbeiwert für ein gut geformtes Tropfenrohr können wir mit 0,007, d. h. gleich $\frac{1}{9}$ von dem eines gleich breiten Rundrohres annehmen. (Vgl. »Eiffel, Nouvelles recherches sur la résistance de l'air et l'aviation«, Paris 1914.) Das Trägheitsmoment können wir gleich $0,7 d^2 \delta$, das Gewicht für den Meter Länge $4,3 b \delta$ setzen.

$$W = 0,007 \cdot \frac{b}{100} \cdot V^2 + \frac{1}{4} \cdot 4,3 \cdot b \delta;$$

$$\frac{\partial W}{\partial b} = 0 = 0,00007 V^2 - 3,07 \cdot \frac{I}{b^3}$$

Günstigste Wandstärke:

$$\delta = 0,0000326 V^2 \quad (9)$$

$$W = (0,00007 V^2 + 1,075 \cdot 0,0000326 V^2)$$

$$\sqrt[3]{\frac{P_k \cdot l^2}{2200 \cdot 0,7 \cdot 0,0000326 V^2}}$$

$$W = 0,000285 (P_k \cdot l^2)^{1/3} \cdot V^{1/3} \quad (10)$$

c) Streben aus verkleidetem Stahlrundrohr.

Verkleidet man ein Rundrohr durch einen »Luftabfluß« in Tropfenform, so erhält man eine Art Tropfenrohr, für das wir als Luftwiderstandsbeiwert wieder 0,007 annehmen wollen.

Dafür hat die Verkleidung ein Gewicht, das sich praktisch nicht unter $0,01 d$ (kg/m) bringen läßt.

Die Widerstandsgleichung wird:

$$W = 0,00007 d V^2 + 0,6 d \delta + 0,0025 d.$$

Aus

$$\frac{\partial W}{\partial d} = 0,00007 V^2 + 0,0025 - 3,43 \frac{I}{d^3} = 0$$

ergibt sich

$$\delta = 0,0000583 (V^2 + 35,7) \quad (11)$$

$$W = [0,00007 V^2 + 0,0025 + 0,6 \cdot 0,0000583 (V^2 + 35,7)]$$

$$\sqrt[3]{\frac{P_k \cdot l^2}{2200 \cdot 0,35 \cdot 0,0000583 (V^2 + 35,7)}}$$

$$W = 0,000294 (P_k \cdot l^2)^{1/3} \cdot (V^2 + 35,7)^{1/3} \quad (12)$$

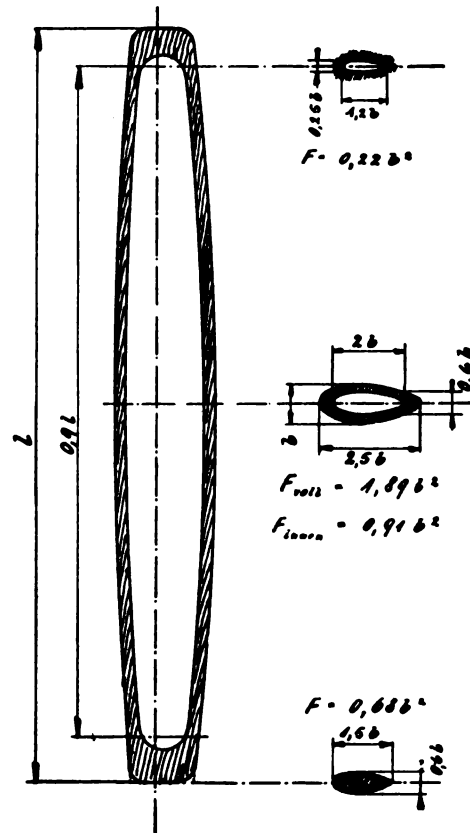


Fig. 1.

d) Streben aus gefrästem und verleimtem Spruceholz.

Bei Holzstreben läßt sich die Wandstärke aus konstruktiven Gründen nicht viel verändern. Da eine Vergrößerung über das praktisch erreichbare Mindestmaß hinaus das Verhältnis $\frac{I}{g}$ nur verschlechtern würde, nehmen wir die Wandstärke von vornherein als in einem festen Verhältnis zur Profildicke b stehend an. Nebenstehende Skizze zeigt eine beispielsweise Ausführung. Es folgt daraus nach der Simpsonschen Regel:

Volumen der vollen Strebe:

$$V_1 = \frac{l}{6} (2 \cdot 0,68 + 4 \cdot 1,89) \cdot b^2 = 1,49 b^2 l;$$

Volumen der Ausnehmung:

$$V_2 = \frac{l}{6} (2 \cdot 0,22 + 4 \cdot 0,91) \cdot b^2 = 0,606 b^2 l;$$

$$V = V_1 - V_2 \approx 0,9 b^2 l.$$

Nehmen wir die Dichte mit 0,4 an, so ist das Streben-gewicht für den Meter Länge

$$g = 0,4 \cdot 0,9 b^2 \cdot 0,1 = 0,036 b^2 \text{ (kg/m)}.$$

Das Trägheitsmoment in der Mitte können wir annehmen zu

$$I = 0,09 b^4,$$

den Luftwiderstandsbeiwert wieder zu 0,007, wobei wir für die ganze Länge die einheitliche Breite b annehmen, was wegen der parabolischen Abnahme genau genug ist.

Die Widerstandsgleichung wird

$$W = 0,00007 \cdot b V^2 + 0,009 b^2;$$

$$b = \sqrt[4]{\frac{P_k \cdot l}{150 \cdot 0,09}} = 0,522 \sqrt[4]{P_k \cdot l^2}.$$

$$W = 0,0000365 (P_k \cdot l^2)^{1/4} \cdot V^2 + 0,00245 (P_k \cdot l^2)^{1/4} \cdot (13)$$

Praktisches Mindestmaß der Wandstärke.

Ehe wir die verschiedenen Strebenarten miteinander vergleichen, müssen wir noch berücksichtigen, daß Wandstärken unter 0,5 mm praktisch bedeutungslos sind. Für Geschwindigkeiten, die eine bestimmte Grenze unterschreiten, müssen wir daher die Widerstandsgleichungen (8), (10) und (12) so umformen, daß sie für konstantes $\delta = 0,05$ cm gelten. Ein kurzer Vergleich der drei Gleichungen zeigt die unbedingte Unterlegenheit der unverkleideten Rundrohrstreben, so daß wir sie gleich von der weiteren Betrachtung ausschließen können.

Für Tropfenrohre ergibt sich die Grenzgeschwindigkeit aus:

$$0,05 = 0,0000326 V^2;$$

$$V_1 = 39,2 \text{ ms} = 141 \text{ km/h.}$$

Für kleinere Geschwindigkeiten ist der Widerstand:

$$W = 0,00007 b V^2 + 1,075 b \cdot 0,05$$

$$b = \sqrt[3]{\frac{P_k \cdot l^2}{2200 \cdot 0,7 \cdot 0,05}} = 0,235 \sqrt[3]{P_k \cdot l^2};$$

$$W = 0,0000165 (P_k \cdot l^2)^{1/4} (V^2 + 765) \dots (14)$$

Für verkleidetes Rundrohr gibt dieselbe Rechnung:

$$V_1 = 28,6 \text{ ms} = 103 \text{ km/h};$$

$$d = 0,296 \sqrt[3]{P_k \cdot l^2};$$

$$W = 0,0000207 (P_k \cdot l^2)^{1/4} (V^2 + 464) \dots (15)$$

Zusammenfassung.

Die Diskussion der Gleichungen (10), (12), (14) und (15) lehrt, daß für Geschwindigkeiten unter 25,8 ms = 93 km/h das verkleidete Rundrohr, für größere Geschwindigkeiten das Tropfenrohr weniger Widerstand bietet. Dieses Ergebnis ist unabhängig von der absoluten Größe des Rohres, d. h. unabhängig von $P_k \cdot l^2$.

Trägt man nun für verschiedene Knickgrößen $P_k \cdot l^2$ und verschiedene Geschwindigkeiten V die nach den Gleichungen (10), (12), (13), (14) und (15) berechneten Widerstandswerte schaubildlich auf, so kann man drei »Anwendungsgebiete« feststellen, innerhalb derer jeweils eine Strebengattung die günstigste ist. Es muß hierbei betont werden, daß die angeführten Grenzwerte nur unter Annahme der hier gewählten Beiwerte für Gewichte, Trägheitsmomente und des Luftwiderstandes zutreffen und daß schon eine geringfügige Änderung dieser Beiwerte ein wesentlich anderes Bild zu schaffen vermag. Trotzdem läßt sich aus dem Verlauf der Grenzlinien die folgende allgemeine Gesetzmäßigkeit ableiten:

- a) Für kleinere Knickgrößen sind Tropfenrohre, für größere Holzstreben günstiger.
- b) Für kleinere Geschwindigkeiten sind Holzstreben, für größere Tropfenrohre günstiger.
- c) Für kleine Geschwindigkeiten und große Knickgrößen kommen auch verkleidete Rundrohre in Betracht, da infolge der konstruktiv günstigen Endverbindung das Gesamtgewicht im Vergleich zu dem der andern Strebenarten noch günstiger werden kann.

W in kg für den m Strebenlänge

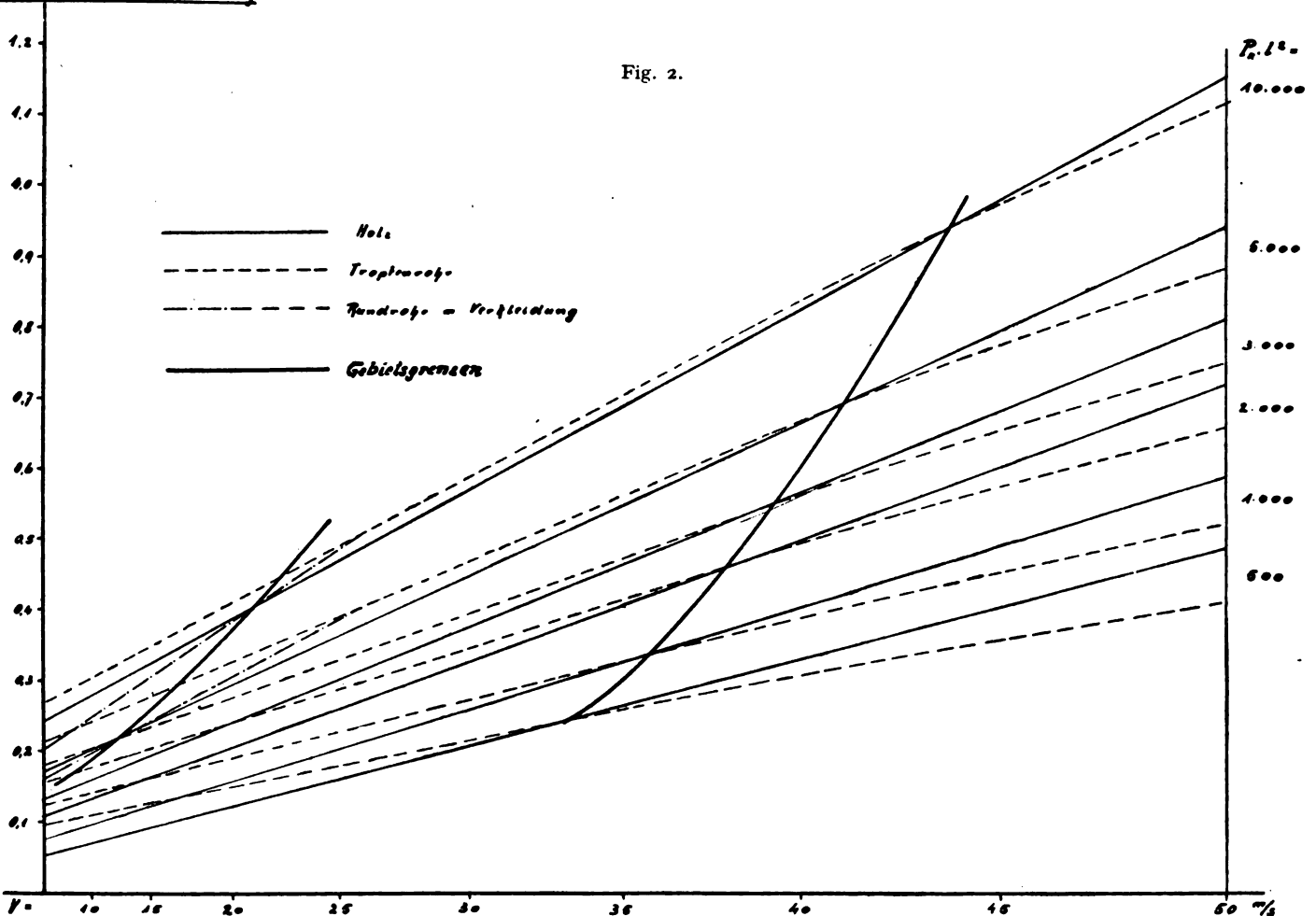


Fig. 2.

Englische Vorbereitungen für die wirtschaftlichen Aufgaben der Flugzeuge im Frieden.

(Nach der engl. Fachzeitschrift Engineering vom 8. 6. 17.)

Trotz des im Vordergrund des Interesses stehenden Ausbaues des Flugzeugwesens für Kriegszwecke treffen englische Sportskreise, Industrielle und Kaulleute schon jetzt energische Vorbereitungen zur wirtschaftlichen Verwertung der Flugzeuge im Frieden in der Erkenntnis, daß das in den Flugzeugfabriken im Kriege angelegte Riesenkapital und der Geschicklichkeit der Flieger mit dem Friedensschluß nicht brachgelegt werden oder für Sportszwecke nur dürftig ausgenutzt werden darf. Der Blick geht sogar noch weiter über den Frieden hinaus: Dasjenige Volk, das für das Flugzeug die beste wirtschaftliche Ausnutzung im Frieden findet, wird auch im nächsten Kriege eine gewaltige Überlegenheit über den Gegner zu Lande und zu Wasser haben.

Die Vorbereitungen der Engländer stehen diesmal nicht nur auf dem Papier, wie es oft mit ihren Plänen zur Ausschaltung Deutschlands der Fall ist. Auf Veranlassung von Lord Cowdray, des Präsidenten der »Air Board«, wurde ein Ausschuß unter Führung von Lord Northcliff zur schleunigen Vorbereitung und zum Studium der Ausnutzung des Flugzeuges im Frieden eingesetzt. Die bisherige Tätigkeit des Air Board, des englischen »Luftamtes«, und die auch auf anderen Gebieten gezeigte Energie der Engländer bieten Gewähr für einen Erfolg der Bestrebungen, die auch in Deutschland gleiche Vorbereitungen auslösen sollten.

Die Pläne beruhen auf realen Unterlagen. Ein guter Kenner der wirtschaftlichen Seite des Flugzeugwesens, G. Holt Thomas, gab auf der letzten Sitzung der »Aeronautical Society« rechnerische Beispiele auf Grund seiner praktischen Erfahrungen:

Eine Ausnutzung der Flugzeuge im Handelsverkehr ohne Rente würde auf schwachen Füßen ruhen. Obgleich im Anfang staatliche Subvention notwendig sein wird, rechnet Thomas damit, daß sich der Luftverkehr bezahlt macht. Die heutigen Flugzeuge können Lasten von mehreren Tonnen, also etwa 12 Personen in einer Luxuskabine, mit der doppelten Geschwindigkeit eines Schnellzuges befördern. Nur die Schnelligkeit kann die höheren Kosten für den Personen- und Postverkehr rechtfertigen. Thomas hat die Kosten für einen Luftverkehr zwischen den Hauptstädten Europas durchgerechnet:

Wenn täglich eine Maschine zwischen London und Paris fliegt, so betragen die Unkosten einschließlich Abschreibung, Verzinsung, Fahrt, Personal und Ausbesserung M. 3,00 auf 1 km, bei vier Maschinen nur M. 1,93 auf 1 km. Bei einem Fahrpreise von M. 100 für die Person wirft das Unternehmen Gewinn ab. Die Reisedauer verkürzt sich gegenüber dem Bahnverkehr von 7 auf 3 Stunden, so daß schon deshalb eine volle Besetzung der Flugzeuge mit 12 Personen anzunehmen ist. Bei 9 Personen bleibt kein Gewinn übrig, und bei noch schwächerer Besetzung entsteht ein Verlust, dem durch staatliche Garantie vorzubeugen ist.

Die Beförderung eines Briefes von 31 g Gewicht von London nach Paris würde $4\frac{1}{4}$ Pf., von 1,5 kg M. 2,00 kosten.

Die Fahrt von London nach Marseille kostet M. 200,00 für Personen, $8\frac{1}{2}$ Pf. für einen Brief und dauert nur 8 Stunden statt 20 mit der Bahn. Bei der Reise nach Konstantinopel oder Moskau sind die Preise schon M. 500,00 für die Person, 21 Pf. für einen Brief. Die Fahrt dauert 20 Stunden bei einer Reisegeschwindigkeit von 130 km in der Stunde.

Thomas sieht die Anlage von Landungsplätzen in dem geringen Abstände von 16,1 km vor, doch brauchen sie nicht vollständig ausgerüstet zu sein wie ein Flugplatz, sondern nur kleineren Umfang zu haben. Ein Telephon auf jedem Platz und ein Suchlicht auf einigen Plätzen genügt. Die Unterhaltungskosten betragen für jeden Platz M. 5000 jährlich, wodurch sich die Reisekosten für 4 Maschinen von London nach Paris nur um 17 Pf. täglich erhöhen.

Für Fahrten über See ist die Stationierung von kleinen Schiffen in Abständen von 80 km erforderlich, die als Wegweiser und zur Hilfe bei Unfällen dienen sollen. Thomas

hält gerade den Flugzeugverkehr über See als Vorbereitung für den Kriegsfall für besonders wichtig.

Die Schnelligkeit der Beförderung ist nicht der einzige Vorteil des Handelsverkehrs im Flugzeuge: Die Erschließung und Überquerung unerforschter oder wenig erschlossener Länder, in denen sich die Anlage von Eisenbahnen noch nicht rechtfertigt, ist eine Aufgabe des Flugzeuges, die zwar schon vor dem Kriege erörtert wurde, nach den durch den Krieg gewonnenen Fortschritten und Erfahrungen aber durchaus lösbar ist. Für die Überwindung einer Strecke von 161 km durch eine Eisenbahn ist ein Anlagekapital von M. 20 000 000 erforderlich. Für den Flugzeugverkehr genügen M. 1 200 000. Sobald ein größerer Verkehr einsetzt und Güter zu befördern sind, ist eine Eisenbahn natürlich dem Flugzeug überlegen.

Die Engländer scheinen nicht Unrecht zu haben, wenn sie durch Vorbereitung der Friedensaufgaben der Flugzeuge einer Stockung in deren Bau und Betrieb nach dem Friedensschluß vorbeugen und sich dadurch für den nächsten Krieg rüsten. Sie kehren das alte Wort um und sagen: Si vis bellum, para pacem.

F.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 37f, 8. K. 56 207. Längshalle für Luftschiffe. Wilhelm Kauertz, Neukölln, Anzengruberstr. 19. A. 20. 9. 13. E. 15. 12. 17.
- 42 c, 32. Sch. 49 540. Kompaß. Otto Schnetzer, Donauschingen. A. 26. 1. 16. E. 25. 12. 17.
- 42 c, 39. B. 80 996. Einrichtung für Luftfahrzeuge zum Aufzeichnen des zurückgelegten Weges mit zwei Vorrichtungen, von denen die eine die Vorwärtsbewegung, die andere Richtungsänderungen anzeigt. Hermann Burkhardt, Laurahütte-Siemianowitz, Oberschles. A. 31. 1. 16. E. 25. 12. 17.
- 42 c, 32. P. 35 929. Schwimmkompaß. Fa. C. Plath, Hamburg. A. 13. 8. 17. E. 25. 12. 17.
- 42 o, 4. H. 71 048. Geschwindigkeitsmesser mit zeitweise eingeschaltetem Zeiger. Heinrich Hornig, Mahlsdorf bei Berlin. A. 7. 10. 16. E. 5. 1. 18.
- 42 h, 26. H. 72 167. Beobachterbrille mit gleichzeitiger Verstellung beider Irisblenden. Hartmann & Braun, Akt.-Ges., Frankfurt a. M. A. 16. 5. 17. E. 1. 1. 18.
- 46 a, 9. R. 43 480. Explosionskraftmaschine mit sternförmig angeordneten Zylindern. Hugo Reik, Wien; Vertreter: R. H. Korn, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A. 21. 7. 16. Österreich A. 14. 7. 16. E. 29. 12. 17.
- 46 c, 2. D. 30 779. Umlaufschmierung für die Steuerungsteile von Explosionskraftmaschinen. Daimler Motoren Gesellschaft, Untertürkheim. A. 28. 4. 14. E. 8. 1. 17.
- 42 c, 11. P. 33 651. Kompaß mit durchsichtigen Böden, Spiegelablesung und Dioptern. Emil Perman, Stockholm; Vertr.: A. Elliot und Dipl.-Ing. R. Geißler, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. 22. 12. 14. Schweden A. 22. 12. 13. E. 19. 1. 18.
- 42 o, 2. L. 43 086. Tachometer nach dem Wirbelstromprinzip. Albert Lotz, Charlottenburg, Bismarckstr. 20. A. 31. 3. 15. E. 19. 1. 18.
- 46 c, 14. K. 58 104. Doppelzündung für Verbrennungskraftmaschinen. Charles Franklin Kettering u. William Albert Chryst, Ohio, V. St. A. Vertr.: Dipl.-Ing. G. Benjamin, Pat.-Anwalt, Berlin, SW 11. A. 26. 4. 13. E. 15. 1. 18.
- 46 c, 17. S. 45 203. Zündkerze mit Kompressions- und Einspritzventil für Verbrennungskraftmaschinen. Hans Sanftenberg, Frankfurt a. M.-Oberrad, Buchrainstr. 34. A. 19. 4. 16. E. 15. 1. 18.
- 46 c, 21. W. 44 686. Lamellenkühler für Explosionsmotoren mit auswechselbaren Kühlelementen. Dr. jur. Dipl.-Ing. Paul Wangemann, Berlin-Schöneberg, Freiherr vom Steinstr. 12. A. 14. 3. 14. E. 15. 1. 18.
- 46 c, 28. A. 28 306. Anlaßvorrichtung für Explosionsmotoren mittels Elektromotor. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. A. 15. 7. 16. E. 15. 1. 18.
- 46 c, 6. St. 18 897. Spritzvergaser. Alfons Strobel, Schönau b. Chemnitz, Liliencronstr. 3. A. 8. 9. 13. E. 12. 1. 18.
- 46 c, 13. W. 48 154. Brennstoffpumpe mit mehrfach wirkendem Stufenkolben. Dipl.-Ing. Georg Wimplinger, Berlin-Südende, Steglitzer Straße 24. A. 26. 7. 16. E. 12. 1. 18.
- 46 d, 10. G. 43 611. Tangential beaufschlagte Verbrennungsturbine. Johannes Graeb, Halle a. S., Gartenstr. 6. A. 14. 1. 16. E. 12. 1. 18.
- 77 h, 6. F. 41 459. Propeller. Kurt Fliegel, Rehbrücke b. Potsdam. A. 24. 11. 15. E. 12. 1. 18.

77h, 6. 44 179. Propellerhaubenbefestigung für Flugzeuge. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. A. 31. 1. 17. E. 12. 1. 18.

77h, 2. R. 43 064. Hülle zur Übertragung der vom Gasdruck in den Gaszellen erzeugten Kräfte auf das Gerippe von Starrluftschiffen. Reinhold Richter, Berlin-Friedenau, Wiesbadenerstr. 5. A. 29. 3. 16. E. 12. 1. 18.

77h, 5. W. 45 727. Kardanisch im Flugzeug aufgehängter Schießstuhl. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal. A. 19. 8. 14. E. 12. 1. 18.

77h, 9. H. 71 751. Schwimmkörper für Wasserflugzeuge. Paul Hammer, Berlin-Lichterfelde. A. 6. 1. 17. E. 12. 1. 18.

77h, 5. W. 45 796. Doppeldecker mit sich kreuzenden Tragflächen. Gustav Windschild, Cossebaude b. Dresden. A. 22. 9. 14. E. 12. 1. 18.

77h, 15. W. 42 464. Kombierter Luft- und Wassertorpedo. Karl Warchalowski, Wien; Vertr.: Dipl.-Ing. St. Glowacki, Pat.-Anw., Berlin SW 61. A. 7. 6. 13. Österreich A. 13. 2. 13. E. 12. 1. 18.

77h, 1. W. 42 450. Durch eingelegte Hohlkörper in eine Reihe von Schotten unterteilte Schwimmer für Flugzeuge. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal. A. 11. 10. 12. E. 27. 11. 17.

77h, 6. R. 42 973. Propellerförmiges Windrad zum Antrieb von Hilfsmaschinen auf Luftfahrzeugen. Franz Reschke, G. m. b. H., Berlin. A. 1. 3. 16. E. 27. 11. 17.

77h, 15. G. 42 987. Fallschirmleuchteinrichtung für Luftfahrzeuge. Geka-Werke, Offenbach, Dr. Gottlieb Krebs, G. m. b. H., Offenbach a. Main. A. 7. 6. 15. E. 27. 11. 17.

77h, 15. G. 43 184. Fallschirmleuchteinrichtung für Luftfahrzeuge. Geka-Werke, Offenbach, Dr. Gottlieb Krebs, G. m. b. H. Zusatz z. Anm. G. 42 987. A. 16. 8. 15. E. 27. 11. 17.

Patenterteilungen.

46 b, 3. 302 301. Zweitaktmotor mit zwei parallelen Zylindern mit gemeinsamem Verbrennungsraum. Motorflugwerke Rud-qwist G. m. b. H., München. 1. 10. 16. M. 60 301.

42 c, 39. 303 783. Vorrichtung zur Ortsbestimmung. Dipl.-Ing. Ernst O. Höhn, Charlottenburg, Kaiserin Augusta-Allee 49. 18. 7. 16. H. 70 612.

42 c, 32. 302 625. Kompaß mit Vorrichtung zum Feststellen der Rose. Fa. C. Plath, Hamburg. 14. 3. 15. P. 33 835.

42 c, 6. 302 896. Vorrichtung zur Bestimmung von Neigungen. Hans von Euler-Chelpin, Stockholm; Vertr.: Dr. J. Ephraim, Pat.-Anw., Berlin SW 2 II. 24. 12. 16. E. 22 045.

46 n, 9. 302 932. Kartenhalte- und Leseapparat mit Rollen zum Auf- und Abwickeln von Karten, Plänen u. dgl. Resopan-Ges. m. b. H., Köln. 22. 5. 15. A. 27 043.

46 a, 30. 302 933. Explosionskraftmaschine mit gegenläufigen Kolben. Gebr. Weikersheimer, München. 8. 12. 14. W. 45 991.

46 a, 9. 302 198. Verbrennungskraftmaschine mit zwei schräg zueinander liegenden Zylindergruppen. Mannesmann-Mulag (Motoren- und Lastwagen Akt.-Ges.), Aachen. 1. 10. 16. M. 60 302.

46 b, 2. 302 267. Auslaßventilsteuerung für doppeltwirkende Viertaktgasmaschinen. Karl Blinn, Saarbrücken, Ludwigstr. 66. 9. 5. 16. B. 81 596.

46 c, 6. 302 240. Vergaser. Josef Altmann, Wien; Vertr.: Fr. Meffert und Dr. L. Sell, Pat.-Anw., Berlin SW 68. 1. 10. 15. A. 27 399. Österreich 16. 10. 14, 17. 11. 14 und 11. 6. 15.

46 c, 13. 302 241. Vergaser für Explosionsmotoren. Eugen Exoffier, Genf, Schweiz; Vertr.: E. Peitz, Pat.-Anw., Berlin SW 68. 31. 8. 15. E. 21 234. Schweiz 16. 11. 14.

77h, 9. 302 669. Verfahren zur Beschleunigung des Anfluges von Drachenfliegern mit Schwungrad. Dr. Karl Hertel, Markt 15/16, und Karl W. Paul, Woltmershauserstr. 124, Bremen. 5. 2. 13. P. 30 302.

77h, 5. 302 354. Flugzeug mit einer zur Aufnahme eines Maschinengewehrs dienenden Kuppel. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal. 29. 7. 15. W. 46 765.

77h, 2. 302 603. Durch Schlauchringe prall gehaltener Luftschifftragkörper. Rudolf Müller, Zürich, Schweiz; Vertr.: Dipl.-Ing. S. F. Fels, Pat.-Anw., Berlin SW 61. 14. 9. 15. W. 58 506.

77h, 5. 302 380. Mehrdecker mit am Hinterrande der feststehenden Tragdecken angelenkten Klappflächen. Otto Braun, Köln a. Rh., Triererstr. 28. 30. 6. 14. B. 77 801.

77h, 5. 302 381. Flugzeug mit hintereinander angeordneten Tragdecken. Dr. Kurt Eisenmann, Berlin, Friedrichstr. 130. 7. 11. 14. E. 20 780.

77h, 9. 302 640. Fahr- und Schwimmergestell für Flugzeuge. Robert Woerner, Berlin-Johannisthal, Waldstr. 11. 12. 10. 12. W. 45 380.

77h, 5. 302 898. Steuergreifgabel für Flugzeuge. Dr. Karl Henkel, Frankfurt a. M., Seilerstr. 32. 17. 9. 16. H. 70 952.

77h, 6. 302 875. Federnde Propellernabe. Albert Rupp, Berlin-Karlshorst. 5. 10. 16. R. 43 760.

Zurücknahme von Anmeldungen.

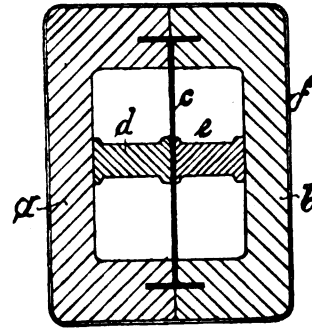
Das Datum bedeutet den Tag der Bekanntmachung der Anmeldung im Reichsanzeiger. Die Wirkungen des einstweiligen Schutzes gelten als nicht eingetreten.

42 c. St. 20 778. Neigungsmesser, insbesondere für Flugzeuge. 5. 7. 17.

77h. F. 40 098. Flugzeugsteuer. 21. 6. 17.

Auszüge aus den Patentschriften.

299 356. Hohler Traghalm aus Holz für Luftfahrzeuge o. dgl. Wilhelm Beilke in Berlin-Friedenau. — Die beiden ausgehöhlten Holmhälften *a* und *b* werden, nachdem der I-Träger *c* hineingelegt ist, zusammengeleimt und in der üblichen Weise mit einer geleimten Leinwandbandage *f* umwickelt. Die Flanschen des

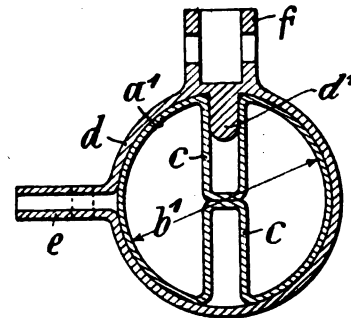


Zu Nr. 299 356.

I-Trägers, welche in genaue Aussparungen des Holmes eingelegt sind, verhüten gleichzeitig eine Verschiebung der beiden Holmhälften gegeneinander. Zur Verhütung der Durchbiegung des I-Trägers wird derselbe noch durch eingeleimte Klötze *d*, *e* versteift.

298 615. "Holm für Flugzeugtragflächen. Wilhelm Zorn in Berlin. — Der Gegenstand der Erfindung ist ein Holm für Flugzeugtragflächen, der die bisher vorzugsweise aus Chromnickelstahlrohren hergestellten Holme ersetzen soll, da er die Widerstandsfähigkeit der letzteren übertrifft und zugleich eine gute und bequeme Befestigung und gleichmäßige Ausrichtung der Strebenschuhe und der zur Verstrebung der Tragfläche dienenden übrigen Teile ermöglicht.

Das als Rohmaterial dienende Metallrohr aus einem Material geringerer Festigkeit wird durch Ziehen und Pressen in ein Rohr *a*¹ von geringerer Durchmesser übergeführt.

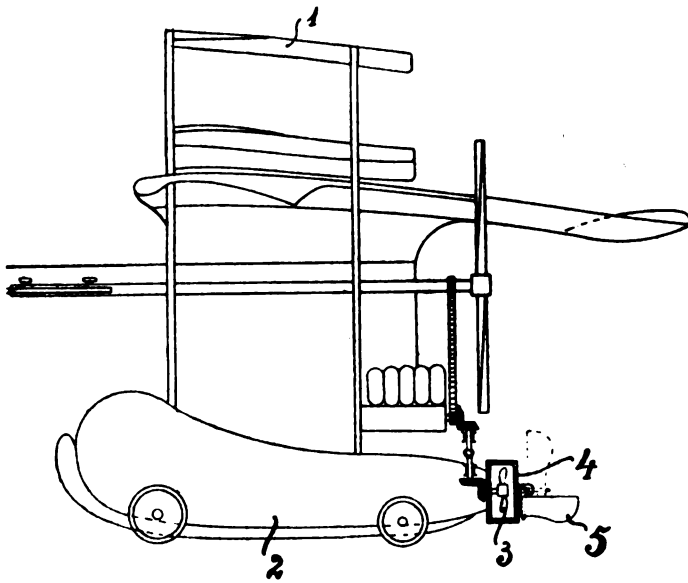


Zu Nr. 498 615.

Hierbei wird das durch die Querschnittsverminderung überflüssig gewordene Material so nach innen gedrückt, daß in der gesamten Länge des Rohres einspringende, nutenartig ausgebildete Rippen *c*, *c* entstehen, die mit ihren Bodenflächen einander berühren und gegebenenfalls miteinander vernietet werden. Diese Rippen *c*, *c* dienen einmal zur Verstrebung der Rohrwand *a*¹, zum andern zur Aufnahme der in sie eingreifenden Nasen *d*¹, der überzustreifenden Muffen *d*, für die Strebenschuhe *f*, *e* und die Stahlspieren. Es sind dadurch weitere Befestigungsmittel, wie Verschraubungen u. dgl., außer den üblichen Hülsen für die Klemmschrauben, überflüssig.

299 245. Wasserflugzeug mit am hinteren Ende der bootsförmig gestalteten Gondel angeordnetem, hochklappbarem Wassersteuer. Robert Woerner in Berlin-Johannisthal. — Man hat bereits vorgeschlagen, das Wassersteuer klappbar an dem Boot anzuordnen, um es aus dem Wasser herauszuheben, wenn es nicht gebraucht werden soll. Diesen bekannten Einrichtungen gegenüber unterscheidet sich das Wassersteuer gemäß der Erfindung dadurch, daß seine senkrechte Drehachse an einer

wagerechten Querachse befestigt und um 90° um diese hochgeklappt werden kann. Hiedurch wird der Vorteil erzielt, daß das hochgeklappte Steuerruder, mag es eine senkrechte oder geneigte Lage zum Rumpf einnehmen, in die Flugrichtung fällt und dem Fahrtwind keinen Anstellwinkel darbietet.



Zu Nr. 299 245.

Am hinteren Ende der bootsförmigen Gondel 2 ist ein Wasserpropeller 3 in einem Rahmen 4 gelagert, welcher ein im Fall einer Wasserfahrt des Flugzeuges zur Benutzung gelangendes Wassersteuer 5 trägt. Die senkrechte Drehachse dieses Steuerruders ist mit dem hinteren Teil der Gondel durch ein Gelenk derart verbunden, daß sie zusammen mit dem Steuerruder in die strichpunktiert eingezeichnete Stellung hochgeklappt werden kann, sofern das Ruder nicht benutzt werden soll. Wenn sich das Steuerruder in dieser hochgeklappten Stellung aus irgendwelchem Anlaß um seine normale Drehachse verschwenkt, d. h. aus der senkrechten Lage nach rechts oder links in eine Schrägstellung übergeht, so hat diese Schrägstellung in keinem Fall eine Richtungsänderung des Flugzeuges zur Folge, weil die Ebene des Steuerruders trotz der Schrägstellung doch stets genau mit der Fahrtrichtung zusammenfällt.

299237. Tragkörper für Luftschiffe. Otto Stüttgen in Köln a. Rh. — Im Gegensatz zu bereits bekannten Tragkörpern für Luftschiffe, deren Ummantelung aus gemeinsam mit Gas und Luft gespeisten Zellen gebildet ist, besteht das Neue bei vorliegender Anordnung darin, daß die Gasfüllung dieser Zellen unabhängig voneinander ist.

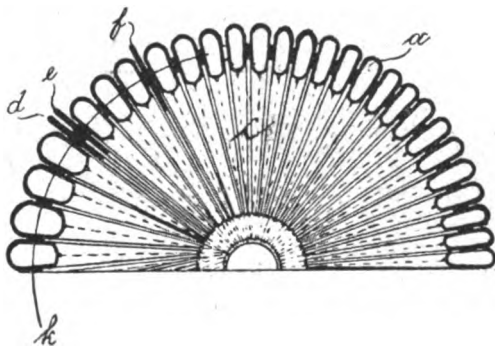


Fig. 1 zu Nr. 299 237.

Es wird hierdurch erreicht, daß im Falle des Undichtwerdens einer Zelle des Systems die übrigen zufolge ihres Ausdehnungsvermögens, bedingt durch den Gasüberdruck, diese zusammenpressen und schließen.

Bei diesem Vorgange kann nur der Gasinhalt der verletzten Zelle zum größten Teil verloren gehen. Ein kleiner Teil dagegen wird durch die höhere Gaspression in der Zelle gegenüber derselben im Ballonnenraum noch in diesen einströmen, sofern die Verletzung auch an der dem Ballonnenraum zugekehrten Wandung der Zelle entstanden ist.

Dieses würde bei Schußverletzung fast immer der Fall sein.

Hingegen würde sich bei einer Verletzung des Zellensystems der bereits bekannten Vorrichtungen der ganze Tragkörper entleeren. Der Zweck der vorliegenden Vorrichtung ist die selbst-

tätige Dichtung entstandener Undichtigkeiten, wogegen derjenige bei den bereits bekannten Vorrichtungen die Versteifung des Tragkörpers ist.

Auf der Zeichnung zeigt Fig. 1 den Teilquerschnitt der Vorrichtung bei Anwendung etwa für Zeppelinballonnetts, wobei die verletzten Zellen d, e, f von den übrigen als zusammengepreßt dargestellt sind.

Fig. 2 stellt einen Teillängsschnitt hierzu dar.

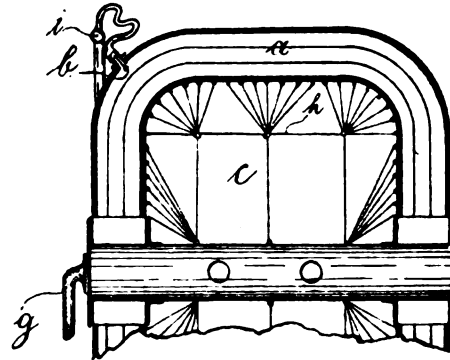


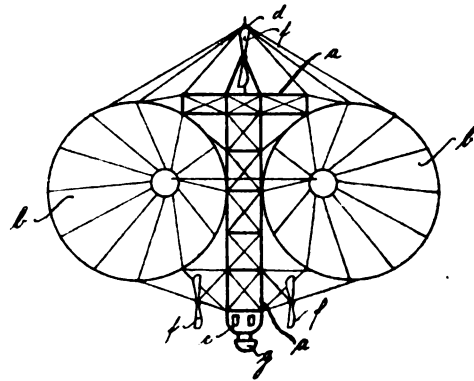
Fig. 2 zu Nr. 299 237.

Die hier bügelartigen Zellen a sind zur Aufnahme des Druckgases mit den Rückschlagventilen b versehen und werden mittels Gasleitung i gespeist.

Kreisförmig zusammengepreßt umgeben sie den Ballonnenraum c.

g ist die Gasleitung zum Ballonnenraum. h stellt eine beispielsweise Anordnung der Innenverspannung der Zellen dar.

298776. Luftschiff mit zwei durch ein zwischen ihnen liegendes Gerüst versteiften, nebeneinander liegenden Tragkörpern. Julius Herrmann und Edmund Seelig in Berlin. — Das Luftschiff besteht aus dem Mittelgerüst a, welches vorzugsweise aus einer Konstruktion von hölzernen Röhren mit stählernen Verspannungsdrähten bestehen soll. Der Querschnitt des Gerüsts ist T-förmig. Durch diese neue Form wird eine besonders hohe Festigkeit der Gerüstkonstruktion gegen Knicken erreicht. Statt der T-Form kann auch die I-Form angewandt werden. Die Oberseite dieses T-Trägers kann ganz oder teilweise zu einer Plattform ausgebildet werden. Hier können Aufenthaltsräume für Passagiere oder Verteidigungswaffen gegen überfliegende Flugzeuge Aufstellung finden.



Zu Nr. 298 776.

Auf beiden Seiten des Steges des T-Trägers liegen die vorzugsweise mit Wasserstoffgas gefüllten Tragkörper b, die in ihrer Gestalt an die langgestreckten Formen der heute üblichen Lenkballone erinnern. Ihr Querschnitt kann kreisförmig sein oder eine beliebige andere, z. B. ovale oder eckige Form besitzen. Die Erhaltung der langgestreckten Form der Hüllen wird an den Innenseiten durch die Verbindung der Hüllen mit dem Mittelgerüst unterstützt; an den Außenseiten sind die Hüllen ohne Gerüst. Dadurch wird erreicht, daß bei Stößen, z. B. bei der Berührung mit den Pfosten einer Ballonhalle, ein Nachgeben des Ballonkörpers erfolgen kann, so daß in solchen Fällen eine Zerstörung vermieden wird. Auch die Demontierarbeit solcher Ballonkörper ist leichter. Diese Vorteile werden erreicht, ohne daß der Vorteil starrer Luftschiffe, nämlich die genaue Einhaltung der langgestreckten Form während der Fahrt, aufgegeben wird.

Zur besseren Befestigung der gesamten Konstruktion ist das Luftschiff noch mit Spanntürmen d ausgerüstet. Dieselben befinden sich auf der Oberseite des Gerüsts. Auf der Unterseite führen die entsprechenden Verspannungen nach der Gondel e. Doch

kann auch die Unterseite mit solchen Spanntürmen versehen werden.

Die Bauart gestattet die günstige Verteilung der Propeller / in der Art, daß der Antriebsmittelpunkt mit dem Widerstandsmittelpunkt zusammenfällt.

Bücher-Besprechungen.

Vorschläge zur Schaffung eines einheitlichen mitteleuropäischen Luftverkehrsrechtes. Sonderabdruck aus dem Jahrbuch des K. K. österreichischen Aero-Club, Wien.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse:
Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2
Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrt-Haus.

Fernsprecher:
Ampl Steinplatz Nr. 7732.

Vorstandssitzung.

Teilnahme Seiner Königlichen Hoheit Prinz Heinrich von Preußen.

Am 9. November ds. Js. fand in Hamburg unter dem Vorsitz Seiner Königlichen Hoheit Prinz Heinrich von Preußen eine Sitzung des Gesamtvorstandes unserer Gesellschaft statt.

Stellungnahme der Behörden zur Friedensarbeit der Gesellschaft.

Auf der Tagesordnung standen Fragen von ganz besonderer Bedeutung: Die Stellungnahme der Behörden zur künftigen Friedensarbeit unserer Gesellschaft kam zur Verhandlung. Die Herren Vorstände der Luftfahrtabteilungen im Kriegsministerium und Reichsmarineamt, der Inspekteur der Fliegertruppen, Vertreter des Kommandierenden Generals der Luftstreitkräfte, die unserem Vorstand angehören, traten einstimmig dafür ein, daß die Mitarbeit der W. G. L. als Entlastung der Heeresverwaltung erwünscht und die Gesellschaft mit ihren Aufgaben:

der wissenschaftlichen Prüfung neuer Ideen als Sammelstelle für das In- und Ausland der Ermöglichung des Austausches von Erfahrungen ihrer Mitglieder

zur Heranführung junger Kräfte zur wissenschaftlichen Mitarbeit und als Sprechsaal freier Meinungen unentbehrlich sei.

Zusammenarbeit mit den Behörden.

Major z. D. Prof. Dr.-Ing. von Parseval wissenschaftlicher Beirat.

Für die erforderliche Fühlungnahme zur Zusammenarbeit mit den Behörden wurden Vorkehrungen getroffen, wozu eine besondere Kommission geschaffen werden wird; Major z. D. Prof. Dr.-Ing. von Parseval übernimmt das Amt eines wissenschaftlichen Beirates der Gesellschaft, da die Neuordnung der Dinge in kürzester Zeit eine Wiederaufnahme der Tätigkeit der Gesellschaft in ausgedehntem Umfange erwarten läßt.

Ordentliche Mitglieder-Versammlung 1918.

Infolge veränderter militärischer Sachlage konnten die Herren Behördenvertreter von ihrer bisher ablehnenden Stellungnahme der Abhaltung aktueller Vorträge gegenüber abgehen, ja stellten sich in dankenswertester Weise selbst dafür zur Verfügung, so daß für das Frühjahr des kommenden Jahres eine Ordentliche Mitglieder-Versammlung in Aussicht genommen werden konnte.

Als Tagungsort wurde Hamburg bestimmt, das für die nächste O. M. V. bereits im Frieden vorgesehen war; zudem wird dies hoffentlich wieder die Anwesenheit Seiner Königlichen Hoheit ermöglichen. Näheres werden wir unseren verehrlichen Mitgliedern seinerzeit an der gleichen Stelle zur Kenntnis bringen.

Geschäfts- und Kassenbericht.

Geheimrat Dr. von Böttinger erstattete den Geschäfts- und den Kassenbericht. Von dem Gesellschaftsvermögen wurden abermals M. 15000 in Kriegsanleihe angelegt, eine Stiftung in Höhe von M. 1000 an die Nationalstiftung für die Hinterbliebenen der im Kriege Gefallenen gewährt, die Beteiligung an der Weihnachts-Liebesgabensamm-

lung der Inspektion der Fliegertruppen in Höhe von M. 300 genehmigt, den Mitgliedern des Gesamtvorstandes der Ersatz der Reisekosten und Gewährung von Tagegeldern zugewilligt; ferner zu einer Reihe schwebender Fragen, unter anderem dem angeregten Zusammenschluß der einzelnen Luftfahrtstellen, Stellung genommen.

Wissenschaftlicher Bericht.

Major z. D. Professor Dr. von Parseval berichtete über die wissenschaftliche Tätigkeit, die sich durch die bisher durch den Krieg veranlaßten Beschränkungen auf Erfindungsprüfungen und Mitarbeit von Ausschußmitgliedern bei den Militärbehörden begnügen mußte; erwähnt wurde weiter eine durch Professor Dr. Prandtl veranlaßte Reform des Luftwiderstandskoeffizienten, die in der Göttinger Versuchsanstalt bereits praktische Anwendung findet.

Vorstands-Ergänzungen.

In den Vorstand wurden für die verstorbenen Mitglieder Professor Hartmann, Frankfurt, und Wirklicher Geheimer Oberbaurat Dr.-Ing. Veith, Berlin; Fabrikbesitzer Richard Gradenwitz, Berlin, und Professor Klingenberg A. E. G., Berlin, gewählt; ferner als Vertreter ihrer Behörden kooptiert:

Kapitän z. S. Kranzbühler, Marine-Flugchef, Fregattenkapitän Strasser, Führer d. Luftschiffe, Ahlhorn, Dr. Steffens, Leiter des Marine-Weiterdienstes, Major Wagenführ, Flugzeugmeisterei, Adlershof.

An Stelle des verstorbenen Obmannes des Navigationsausschusses Korvettenkapitän Friedländer wird das Amt dem von ihm selbst als Nachfolger vorgeschlagenen Geheimen Admiralitätsrat Capelle im Reichsmarineamt angetragen werden.

Erstattete Referate.

Geheimrat Professor Dr.-Ing. Barkhausen, Hannover, referierte über die Zulassung von Technikern zum Verwaltungsdienst, ihre wirtschaftliche und staatswissenschaftliche Ausbildung; der Vortragende ging auch auf bisher im Deutschen Verband Technisch-Wissenschaftlicher Vereine bearbeitetes Material zur Beschaffung von Rohstoffen, Ausnutzung und Vergasung der Kohle ein;

Professor Dr. Prandtl, Göttingen, berichtete über Entstehung, Betrieb und Erfolge der Göttinger Versuchsanstalt für Aerodynamik;

Stabsarzt Dr. Koschel vom Stab des Kommandierenden Generals der Luftstreitkräfte gab einen Überblick über die wissenschaftliche Forschungsarbeit der Sanitätsabteilung des Kommandierenden Generals der Luftstreitkräfte.

Der erste Vorsitzende Geheimrat Dr. v. Böttinger sprach Seiner Königlichen Hoheit den besonderen Dank der Gesellschaft für das wiederum durch seine Teilnahme trotz Seiner Inanspruchnahme im vaterländischen Dienste erwiesene Interesse aus, das auch noch besonders dadurch Ausdruck fand, daß der Prinz sich der W. G. L. mit Seiner Person bereitwillig in jeder Weise zur Verfügung stellte, damit der Gesellschaft die glücklichsten Auspizien für die Zukunft eröffnend.

Ein gemeinsames Essen vereinigte die Anwesenden nach Schluß der Sitzung.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.

Die Geschäftsstelle.

Schriftleitung: Ansbert Vorreiter, Ingenieur, Berlin-Steglitz. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mit Beiträgen der Modell-Versuchsanstalt für Aerodynamik in Göttingen, der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt in Berlin-Adlershof und der Schiffbau-Abteilung der Kgl. Versuchsanstalt für Wasserbau und Schiffbau in Berlin.

Organ der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER: LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS:

Ingenieur **ANSBERT VORREITER**

öffentlich angestellter, beeidigter Sachverständiger für Luftfahrzeuge der Handelskammer Berlin und der Handelskammer Potsdam, Sitz Berlin.
BERLIN-STEGLITZ, Sedanstraße 40/II.

Dr. L. PRANDTL und Dr.-Ing. F. BENDEMANN

Professor an der Universität Göttingen Professor, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Berlin-Adlershof

UNTER MITWIRKUNG VON

Dr.-Ing. H. GEORG BADER
INGEN. B. D. INSPEKT. D. FLIEGERTRUPPEN, CHARLOTTENBURG

Dr. E. EVERLING
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Geh. Reg.-Rat E. JOSSE
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dr.-Ing. A. PRÖLL
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE HANNOVER

Dr.-Ing. SCHAFFRAN
VORST. DER SCHIFFBAU-ABT. DER K. VERSUCHSANSTALT FÜR WASSERBAU UND SCHIFFBAU, BERLIN

A. BAUMANN
PROFESSOR A. D. K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE STUTTGART

Geh. Hofrat Dr. S. FINSTERWALDER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

Dr. N. JOUKOWSKY
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT UND TECHNISCHEN HOCHSCHULE MOSKAU

Dipl.-Ing. Dr. V. QUITTNER
BERLIN

Dr. W. SCHLINK
PROFESSOR AN DER GROSSHERZOGL. TECHN. HOCHSCHULE BRAUNSCHWEIG

Prof. Dr. BERSON
BERLIN-LICHTERFELDE

Dr.-Ing. FÖTTINGER
PROF. A. D. K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

R. KNOLLER
PROFESSOR AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

Dr.-Ing. H. REISSNER
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Dipl.-Ing. SEPPELER
BERLIN

Dipl.-Ing. A. BETZ
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat Dr. H. HERGESELL
LINDENBERG-BERLIN

Dipl.-Ing. MAX MUNK
GÖTTINGEN

Geh. Reg.-Rat F. ROMBERG
PROFESSOR AN DER TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

FRHR. V. SODEN-FRAUNHOFEN
DIPL.-ING. LUFTSCHIFFBAU ZEPPELIN, FRIEDRICHSHAFEN

H. BOYKOW
LINIENSCHIFF-LEUTNANT A. D., FRIEDENAU-BERLIN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Ing. JOHN ROZENDAAL
BERLIN - 'S-GRAVENHAGE

Dr.-Ing. O. STEINITZ
BERLIN

Dr. R. EMDEN
PROF. AN DER UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Dr.-Ing. W. HOFF
DEUTSCHE VERSUCHSANSTALT FÜR LUFTFAHRT, ADLERSHOF

Dr.-Ing. A. VON PARSEVAL
PROFESSOR AN DER K. TECHNISCHEN HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

Geh. Reg.-Rat Dr. C. RUNGE
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

Dr.-Ing. C. WIESELSBERGER
GÖTTINGEN

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang VIII.

29. Dezember 1917.

Heft 23 und 24.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Zeitschrift erscheint in jährlich 24 Nummern und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland für das Jahr M. 14.—, für das Halbjahr M. 7.50.

ANZEIGEN werden von der Verlagsbuchhandlung zum Preise von 15 Pf. für jeden mm Höhe bei 45 mm Spaltenbreite angenommen. — BEILAGEN, von denen zuvor ein Probe-Exemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE werden für Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik mit 5 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-Steiglitz, Sedanstr. 40/II. Fernsprechamt Steiglitz 1779, Telegr.-Adresse: »Vorreiter Berlin-Steiglitz«.

INHALT:

- | | |
|--|--|
| <p>Ermittlung der Steigfähigkeit eines Flugzeuges aus einem Barogramm. Von Prof. Dr. R. von Mises, Straßburg i. E. S. 173.</p> <p>Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen. Von A. Pröll, Hannover. S. 177.</p> <p>Die Messung von Flugleistungen in England. Von Dr. E. Everling. (Schluß aus Heft 21/22). S. 182.</p> <p>Das Nieuport-Jagdflugzeug (Avion de chasse Nieuport, Type 17). Von Ingenieur</p> | <p>John Rozendaal, Berlin und 's-Gravenhage. (Fortsetzung aus Heft 11/12 und 17/20. (Mit Tafel XIII). S. 185.</p> <p>Patentschau. S. 188.</p> <p>Bücher-Besprechungen. S. 189.</p> <p>Sammlung der Soldatensprache. S. 190.</p> <p>Erfolgreiche deutsche Kampfflieger. S. 190.</p> <p>Geschäftl. Mitteilungen der Wissenschaftl. Gesellschaft für Flugtechnik. S. 190.</p> |
|--|--|

Ermittlung der Steigfähigkeit eines Flugzeuges aus einem Barogramm.

Von Prof. Dr. R. v. Mises, Straßburg i. E.

Will man die Steigfähigkeit eines Flugzeuges aus dem Barogramm eines Aufstieges ermitteln, so muß man zwei verschiedene Umstände berücksichtigen:

1. Die Ordinaten des Barogrammes zeigen nicht gemessene Höhen an, sondern aus gemessenen Luftdruck-Werten nach einem angenommenen Schlüssel umgerechnete Höhen.

2. Der Verlauf eines Aufstieges hängt nicht nur von der Steigfähigkeit des Flugzeuges an sich, sondern auch von der jeweiligen Luftdichte ab.

Man muß also, um richtige und vergleichbare Werte zu erhalten, die nach 1. richtiggestellten Höhen nach 2. auf irgendeinen als »normal« angenommenen Dichteverlauf zurückführen. Dies ist dann und nur dann möglich, wenn während des Fluges außer dem Luftdruck auch die Temperatur gemessen wird. Es genügt, etwa nach je 500 bis 1000 m oder nach je 3 bis 6 Minuten die Temperatur abzulesen. Die theoretische Voraussetzung, von der wir ausgehen, ist die, daß, sobald einmal ein Flugzeug mit Motor, Schraube, Belastung usw. gegeben ist, seine größte Steigggeschwindigkeit nur noch von der augenblicklichen Luftdichte abhängt. Per-

sönliche Einflüsse des Führers od. dgl. müssen natürlich als ausgeschaltet gelten.

1. Grundsätzliche Lösung.

Wir nehmen zunächst an, der Luftdruck p , gemessen in kg m^{-2} , sei unmittelbar für jeden Augenblick des Fluges bekannt, ebenso die Temperatur T , gemessen in Celsiusgraden der absoluten Skala, (d. h. $T = 273 +$ gewönl. Celsiusgrade), endlich der Wert p_0 des Luftdruckes für den Ausgangspunkt der Höhenmessung $h = 0$. Bezeichnet t die Zeit in Sekunden, so sind also die Funktionen $p(t)$ und $T(t)$ gegeben, und wir wollen den Zeitpunkt $t = 0$ mit $h = 0$ zusammenfallen lassen, so daß $p_0 = p(0)$.

Aus p und T kann man für jeden Zeitpunkt t das spez. Gewicht γ , wofür wir auch kurz »Dichte« sagen wollen, auf Grund der Zustandsgleichung

$$\gamma = \frac{p}{RT} \dots \dots \dots (1)$$

berechnen. Hierin bedeutet R die sog. Gaskonstante von der Dimension Länge durch Temperatur, die zwar noch von der Luftfeuchtigkeit abhängt, aber für mittelfeuchte Luft etwa $29.4 \text{ m}^2/\text{C}^0$ gesetzt werden kann. Wir haben damit auch $\gamma(t)$.

Um die Steiggeschwindigkeit v zu erhalten, müssen wir die Gleichgewichtsbedingung für ein prismatisches Luftteilchen (Fig. 1) von der Grundfläche df und Höhe dh anschreiben. Da oben der Druck $p + dp$ nach abwärts, unten der Druck p nach aufwärts wirkt, haben wir $df \cdot dp = -\gamma \cdot df \cdot dh$, woraus

$$dh = -\frac{dp}{\gamma} \dots \dots \dots (2)$$

und wegen $v = \frac{dh}{dt}$:

$$v = -\frac{1}{\gamma} \frac{dp}{dt} = -\frac{RT}{p} \frac{dp}{dt} \dots \dots \dots (3)$$

Da p und T als Funktionen wie t bekannt vorausgesetzt werden, ist nach (3) auch v als Funktion von t bestimmt. Durch (1) und (3) werden daher zusammengehörige Werte von γ und v bestimmt — man kann sich etwa die gleichen t -Werten entsprechenden v und γ als Koordinaten eines Punktes aufgetragen denken und erhält damit v als Funktion von γ .

Nun muß ein »normaler Dichteverlauf«

$$\gamma = f(z) \dots \dots \dots (4)$$

vorgeschrieben sein, d. h. es muß die irgendeiner Annahme entsprechende Festsetzung gemacht werden, welcher γ -Wert zu jeder Höhe z »normal« gehört. Da wir oben durch Zusammenziehen von (1) und (3) v als Funktion von γ erhalten haben, können wir jetzt (4) in diese Beziehung einführen und damit v als Funktion der »reduzierten Höhe« z darstellen. Setzen wir nun

$$v = \frac{dz}{dt'}, \dots \dots \dots (5)$$

wo zum Unterschiede von t für die Zeit des reduzierten Diagramms t' geschrieben wurde, so folgt

$$t' = \int_0^z \frac{dz}{v(z)} \dots \dots \dots (6)$$

als Gleichung für die gesuchte, auf normalen Dichteverlauf zurückgeführte Höhenlinie. t' ist die »reduzierte Steigzeit« auf die Höhe z .

Wie man sieht, verlangt die Lösung unserer Aufgabe in dieser Form die Ausführung einer Quadratur. Dies liegt aber nur daran, daß man sich gewöhnt hat, die Steigfähigkeit eines Flugzeuges nach den zur Erreichung bestimmter Höhen erforderlichen Zeiten zu beurteilen, statt nach den Steig-Geschwindigkeiten in verschiedenen Höhen. Grundsätzlich gibt eigentlich schon die Funktion $v(\gamma)$, oder wenn man mehr Anschaulichkeit verlangt, die Funktion $v(z)$ Aufschluß über alles, was zur Kennzeichnung der Steigfähigkeit eines Flugzeuges gehört. Vgl. z. B. die Fig. 2, die einige $v(z)$ -Linien für verschiedene Flugzeuge enthält. Stellt man mehrere

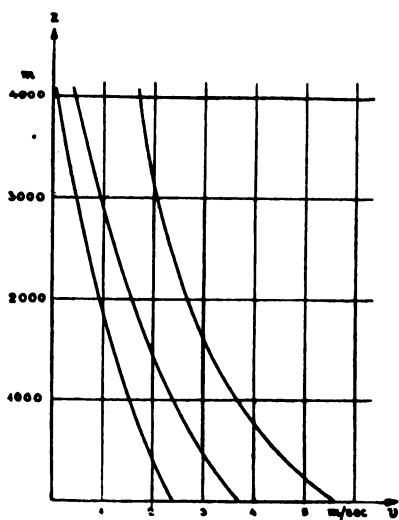


Fig. 2.

solcher Linien für dasselbe Flugzeug nebeneinander, so kann man den Einfluß des Führers bzw. den Zustand des Flugzeuges beurteilen.

Wenn die am Boden tatsächlich herrschende Dichte kleiner ist als die »normale« für $z = 0$, so ist die Funktion $v(z)$ für die nahe an Null gelegenen Werte von z nicht definiert. In diesem Fall kann man, streng genommen, nicht die Steigzeit vom Boden an, sondern z. B. erst die von $z = 100$ aufwärts od. dgl. berechnen. Praktisch wird man sich jedoch stets eine kleine Extrapolation, sei es der $v(\gamma)$ - oder der $v(z)$ -Linie oder des Endergebnisses $z(t')$, gestatten dürfen.

Sind nicht die Luftdruckwerte p , sondern nur die mit dem Barograph bestimmten »scheinbaren« Höhen y für jeden Zeitpunkt gegeben, so muß man die Temperatur-Verteilung $T'(y)$ kennen, die der Umrechnung von p auf y zugrundegelegt wurde. Man erkennt an Gl. (3), daß, wenn an Stelle des richtigen T ein angenommenes T' bei der Höhenberechnung benutzt wird, die Steiggeschwindigkeit im Verhältnis $T' : T$ verändert wird. Es ist somit

$$v = \frac{T}{T'} \frac{dy}{dt'}, \dots \dots \dots (7)$$

d. h. es läßt sich die richtige Steiggeschwindigkeit leicht aus der Neigung der Barographen-Linie ermitteln. Aber man kann trotzdem die Berechnung der zu den y gehörigen p -Werte nicht ganz ersparen, da γ nach (1) nur aus p und T zu bestimmen ist.

2. Zeichnerische Durchführung.

In Fig. 3 sind zunächst die Linien $p(t)$ und $T(t)$ als gegeben angenommen. Es bezeichne a einen Punkt der ersteren und b den zur selben Abszisse gehörigen Punkt der zweiten. Der Maßstab der p ist beliebig (in der Fig. 1 cm = 1000 kg/m³), der Maßstab der T so gewählt, daß das Produkt RT (das die Dimension einer Länge hat) in dem gewünschten Höhenmaßstab (in der Fig. 1 cm = 1000 m) erscheint. Da $R = 29,4$ gesetzt ist, werden 10° C durch 294:1000 = 0,294 cm dargestellt. Auch der Zeitmaßstab ist derselbe, den die aufzusuchende Höhenlinie aufweisen soll (in der Fig. 1 cm = 5 Min.). Schließlich sind die Werte der »normalen Dichteverteilung« $\gamma = f(z)$ als Abszissen (nach links) zu den im Höhenmaßstab aufgetragenen z gezeichnet. Der Maßstab für die γ kann wieder ganz willkürlich gewählt werden (in der Fig. 1 cm = 0,2 kg/m³). Wir zeigen nun zunächst, wie man für den ins Auge gefaßten Zeitpunkt t , zu dem die Punkte a, b gehören, die reduzierte Höhe z finden kann, die dem mit a, b beobachteten Wert der Luftdichte »normal« entspricht.

Zu diesem Zweck ist auf der Abszissenachse die Strecke oc gleich einer Einheit im γ -Maßstab (in der Fig. 5 cm) abgetragen. Die Punkte a und b werden nach a' und b' auf der Ordinatenachse projiziert, b' wird mit dem Festpunkt c verbunden und $a'd$ parallel $b'c$ gezogen. Man erkennt, ohne weiteres, daß nach (1):

$$od:oc = p:RT, od = \gamma.$$

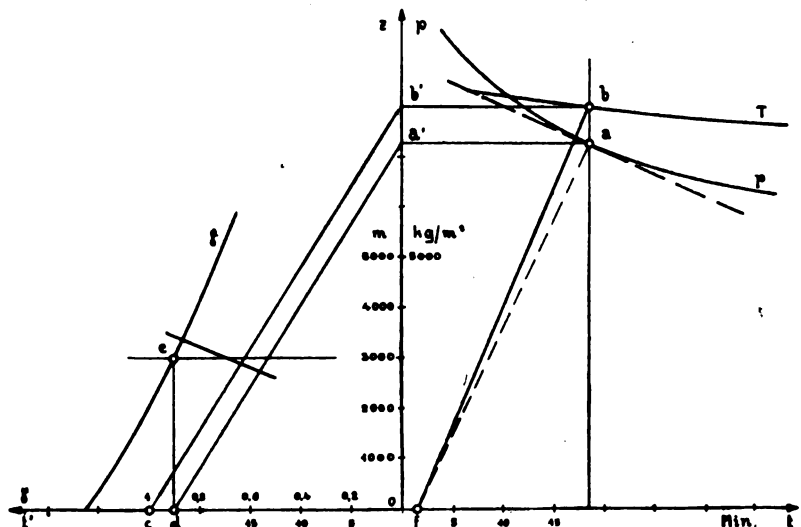


Fig. 3.

Zieht man daher von d aus eine Parallele zur Ordinatenachse bis zum Schnitt e mit der $\gamma(z)$ -Linie, so hat e die gesuchte Höhe z .

Nun müssen wir noch die zu diesem z gehörige Steiggeschwindigkeit v aufsuchen. Wir legen ein Dreieck so an, daß es mit der einen Kante die p -Linie in a berührt, und fallen durch b das Lot auf diese Tangente bis zum Schnitt f mit der Abszissenachse. Der Abstand des Punktes f von der Vertikalen ab ist daher

$$-RT \cdot \frac{dp}{dt}$$

Verbinden wir f mit a , so hat diese Gerade gegen die Abszissenachse die Neigung nach (3)

$$-p:RT \cdot \frac{dp}{dt} = \frac{1}{v}$$

Da eine Senkrechte die negativ reziproke Neigung hat, müssen wir nur senkrecht zu fa das in der Höhe z liegende Linienelement der gesuchten reduzierten Höhenlinie auftragen. Die genaue Lage des Elementes bestimmt sich daraus, daß es an das vorangehende (das für einen etwas früheren Zeitpunkt als t konstruierte) anschließen muß. Die Linie erscheint hierbei mit nach links verlaufendem t' -Maßstab, der in der Größe mit dem t -Maßstab übereinstimmt. In Fig. 6 ist dann ein Beispiel in dieser Art vollständig durchgeführt.

Soll an Stelle der p -Linie die Linie der scheinbaren Höhen y zur Konstruktion von v benutzt werden, so verfährt man, wie Fig. 4 es zeigt. Hier ist außer der Barographenlinie,

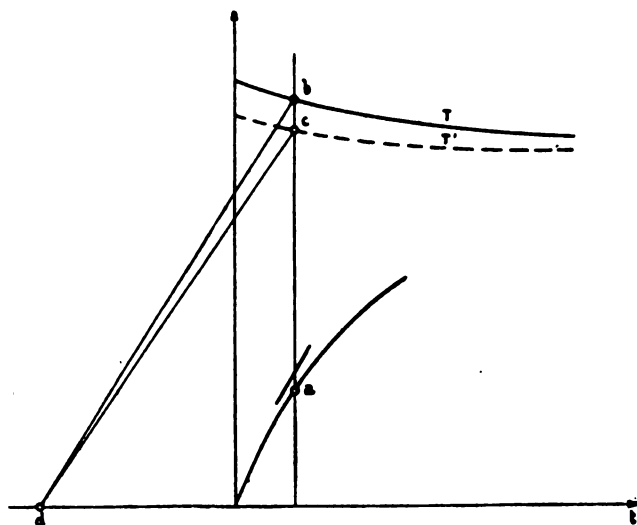


Fig. 4.

deren Punkt a ist, und der T -Linie, auf der wieder b liegt, auch noch die Linie der T' gegeben, d. i. der Verlauf der zu den verschiedenen y (nach der Voraussetzung bei Konstruktion des Maßstabes des Barographenstreifens) gehörigen T' . Liegt der Punkt c auf der T' -Linie bei derselben Abszisse wie a und b , so hat man durch c die Parallele zur Tangente an die γ -Linie in a bis zum Schnitt d mit der Abszissenachse zu ziehen und hierauf d mit a zu verbinden. Die Neigung von bd ist

$$\frac{dy}{dt} \cdot \frac{T}{T'} = v;$$

man braucht also nur parallel zu bd das Linienelement der Höhenlinie zu ziehen. Der Maßstab der t' fällt in diesem Falle mit dem der t auch in der Richtung zusammen. Die Aufsuchung der zugehörigen Höhe z geschieht wie früher, wobei man — wie schon erwähnt — die den einzelnen y entsprechenden p -Werte kennen muß.

3. Die normale Dichteverteilung.

Für den »normalen Verlauf« der Luftdichte, auf den die beobachteten Höhenlinien zurückgeführt werden sollen, machen wir beispielsweise folgende Annahmen:

Luftdruck am Boden 762 mm Quecks., $p_0 = 762 \cdot 13,6 = 10363 \text{ kg/m}^2$;
Temperatur am Boden 10°C , $T_0 = 273 + 10 = 283^\circ$;
Temperaturabnahme mit der Höhe $0,5^\circ$ für 100 m.

Diese Zahlen, sowie die schon erwähnte Annahme $R = 29,4 \text{ m/C}^\circ$ können wohl als Mittelwerte für unsere Verhältnisse gelten. Schreiben wir

$$T = T_0 - kz, \dots \dots \dots (8)$$

wobei also $k = 0,005$, so ergibt Gl. (1) und (2):

$$\frac{dp}{p} = -\frac{1}{R} \frac{dz}{T_0 - kz}, \dots \dots \dots (9)$$

sobald in (2) nur z statt h geschrieben wird. Die Integration von (9) liefert:

$$\log \frac{p}{p_0} = \frac{1}{kR} \log \left(1 - \frac{kz}{T_0} \right) \dots \dots \dots (10)$$

Damit ist der »normale« Druckverlauf gegeben, so wie Gl. (8) den als »normal« angenommenen Temperaturverlauf darstellt. Setzt man noch einmal (2) ein, so erhält man auch den normalen Dichteverlauf in der Form:

$$\log \frac{\gamma}{\gamma_0} = \left(\frac{1}{kR} - 1 \right) \cdot \log \left(1 - \frac{kz}{T_0} \right) \dots \dots (11)$$

wobei

$$\gamma_0 = \frac{p_0}{RT_0} \dots \dots \dots (12)$$

Werden in (10), (11) und (12) die oben angegebenen Zahlenwerte eingeführt, so ergibt sich:

$$\log p = 6,82 \log \left(1 - 0,01767 \frac{z}{1000} \right) + 4,01549 \quad (10')$$

$$\log \gamma = 5,82 \log \left(1 - 0,01767 \frac{z}{1000} \right) + 0,09773 \quad (11')$$

$$\gamma_0 = 1,2524 \text{ kg/m}^3. \dots \dots \dots (12')$$

Die Ausrechnung liefert folgende Zahlentafel, deren Werte auch im Diagramm Fig. 5 abzulesen sind.

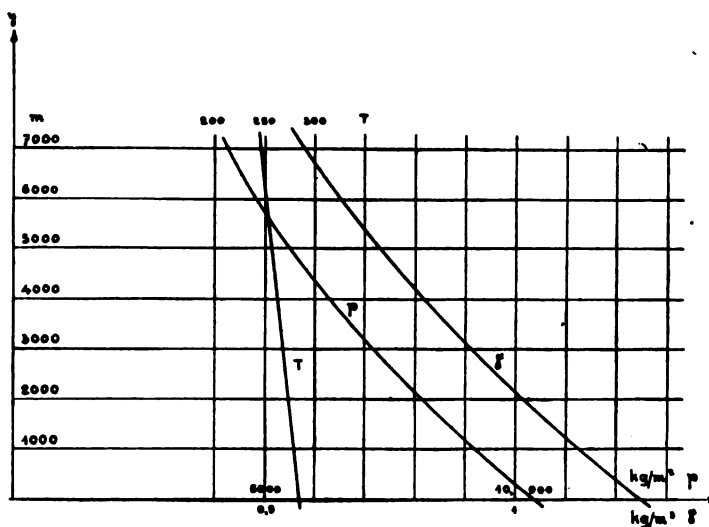


Fig. 5.

$z = 0 \text{ m}$	$p = 10363 \text{ kg/m}^2$	$\gamma = 1,2524 \text{ kg/m}^3$	$T = 283^\circ \text{C}$
1000	9177	1,1290	278
2000	8108	1,0157	273
3000	7147	0,9121	268
4000	6287	0,8175	263
5000	5515	0,7310	258
6000	4826	0,6523	253
7000	4212	0,5809	248

Für die zeichnerische Durchführung der Berechnung ist vor allem die durch die dritte Zahlenreihe bestimmte $\gamma(z)$ -Linie wichtig. Man kann sie im Vorhinein auf den Blättern, auf denen man die Konstruktion durchführen will, in der entsprechenden Lage (vgl. Fig. 6) vorgezeichnet haben.

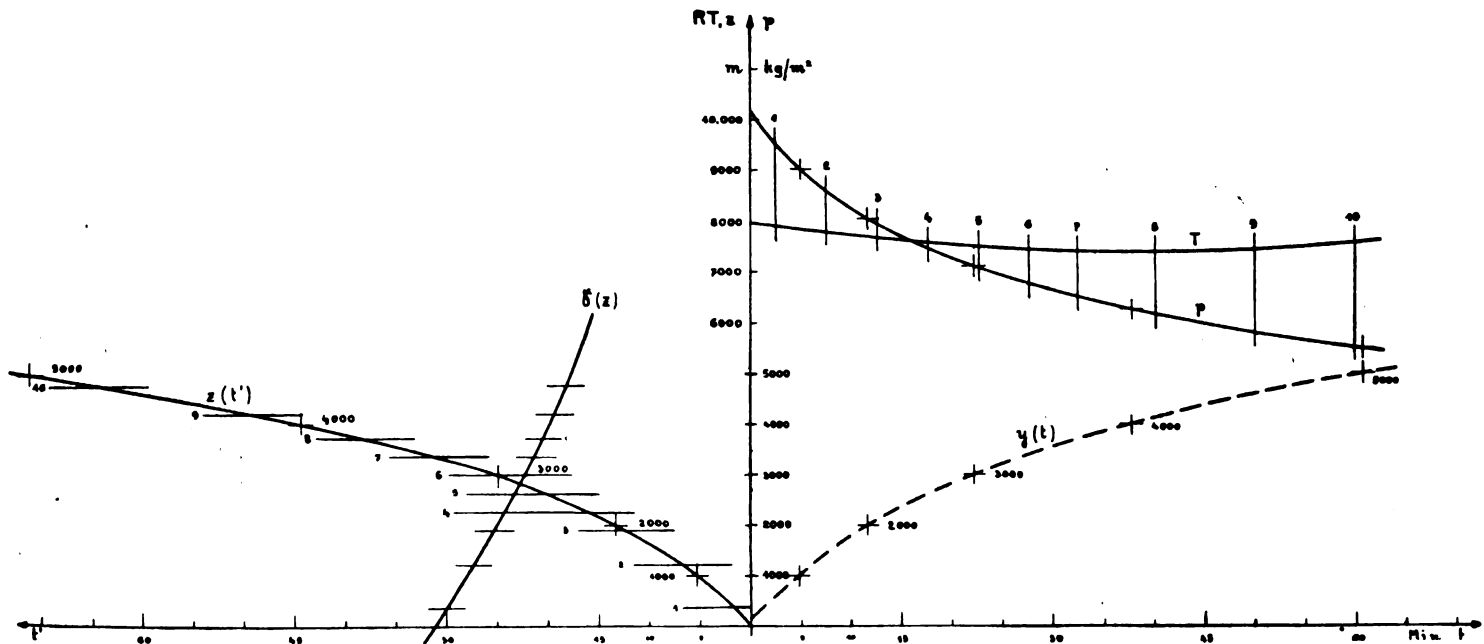


Fig. 6.

Zweckmäßigerweise wird man es so einrichten, daß die hier verwendete Normalverteilung der Dichte und des Druckes auch dieselbe ist, die der Konstruktion des Maßstabes auf dem Barographenstreifen zugrunde gelegt wurde. In diesem Falle verwendet man die zweite und vierte Spalte der Zahlentafel, um zu den einzelnen Punkten $\gamma = 0, 1000, 2000, \dots$ die p - und T -Werte aufzutragen.

4. Beispiel.

In Fig. 6 ist ein Beispiel für das hier vorgetragene Verfahren der Ermittlung richtiggestellter Steigzeiten vollständig durchgeführt. Auf der rechten Seite der Fig. 6 sieht man zunächst die mit p bezeichnete Linie, die als Funktion der Zeit t die mittels Barograph oder Barometer ermittelten Luftdruckwerte darstellt. Die Maßstäbe für Druck und Zeit sind dieselben wie die oben unter (2) erwähnten und in Fig. 3 schon benutzten, nämlich 1 cm für 1000 kg/m² und für 5 Min. Auch der Maßstab der T -Linie, die die in verschiedenen Höhen bzw. zu verschiedenen Zeiten beobachteten Temperaturwerte wiedergibt, ist wie früher bestimmt, und zwar so, daß 1 cm der Zeichnung einer Länge RT von 1000 m entspricht, mithin je 10° C durch 0,294 cm dargestellt werden. An der linken Hälfte der Fig. 6 erkennt man die Linie $\gamma(z)$, die der dritten Spalte der oben stehenden Zahlentafel entsprechend die »normale Dichteverteilung« festlegt. Der Maßstab für die wagrecht nach links aufgetragenen γ ist zu 1 cm für 0,2 kg/m³ gewählt.

Das Verfahren beginnt nun damit, daß man die ganze Zeitstrecke, in unserem Fall von 0 bis rund 70 Min. in kleine Abschnitte zerlegt, innerhalb deren man die Steiggeschwindigkeit hinreichend genau als konstant ansehen darf. Um eine annähernd gleichmäßige Genauigkeit zu erzielen, darf man nicht gleichförmig teilen, sondern muß dort die Abschnitte kleiner machen, wo die Veränderlichkeit von p : T stärker ist, d. i. also im Anfang der Linie. Wir haben einschließlich des Nullpunkts in unserem Beispiel im ganzen 11 Punkte für die Konstruktion herausgegriffen. Der erste Abstand ist 0,5 cm gewählt, die nächsten 6 Abstände zu 1 cm, dann von 7 zu 8 1,5 cm, endlich zwei Abschnitte zu 2 cm. Zu den mit 1 bis 10 bezeichneten Punkten der p und T -Linie sind dann nach dem in Fig. 3 erläuterten Verfahren die entsprechenden Höhen z ermittelt, die jedesmal durch eine mit derselben Ziffer bezeichnete Wagerechte im linken Teil der Fig. 6 festgelegt erscheinen.

Ebenfalls wie in Fig. 3 gezeigt, wurde hierauf für den Punkt 1 die der Steiggeschwindigkeit entsprechende Tangente bestimmt und mit dieser Neigung vom Nullpunkt

des Koordinatenkreuzes aus bis ungefähr zur Mitte zwischen den Wagerechten 1 und 2 eine Gerade gezogen. An diese Gerade schließt eine zweite an, deren Neigung den in Punkt 2 der rechten Figur herrschenden Verhältnissen entspricht und die bis in die Mitte zwischen den Wagerechten 2 und 3 reicht, usw. Auf diese Weise ist die Linie $z(t')$, die genau genommen ein Polygen darstellt, entstanden.

Daß die Anfangsgerade vom Nullpunkt aus gezogen wurde, trotzdem die Anfangswerte von p und T nicht genau das γ geben, das »normal« in der Höhe 0 besteht, schließt keine größere Ungenauigkeit in sich als die durch das ganze Verfahren, das eine Kurve durch ein Polygon ersetzen will, bedingte. Irgendeine weitere Schwierigkeit besteht nicht.

Um die durch unser Verfahren bewirkte Änderung in der Beurteilung der Steigleistung überblicken zu können, haben wir auf dem rechten Teil der Fig. 6 auch noch die Barogrammlinie $\gamma(t)$ angegeben. Sie wird derart gefunden, daß man zu den Punkten der p -Linie, deren Ordinaten die in Spalte 2 der Zahlentafel angegebenen Werte aufweisen, die Höhe 1000, 2000 usw. aufträgt und die so erhaltenen Endpunkte durch eine glatte Kurve verbindet. Ein Barograph, für den unsere Zahlentafel als Umrechnungsschlüssel gewählt wurde, müßte diese Linie aufzeichnen.

Der Vergleich ergibt nun:

Steigzeit auf 2500 m nach Barogramm 16,5 Min., nach Zurückführung auf normalen Dichteverlauf 19 Min.; auf 5000 m nach Barogramm 61,5 Min., nach Zurückführung 72 Min. Die richtiggestellten Werte liegen hier, wie man sieht, namentlich bei großen Steighöhen nicht unbedeutend höher als die ursprünglichen. Dies rührt daher, daß bei dem von uns als Beispiel gewählten Höhenflug die Steigverhältnisse infolge niedriger Temperatur äußerst günstig lagen. So sieht man z. B. an der Stelle, an der p den Wert 6287, entsprechend einer normalen Höhe von 4000 m nach der Zahlentafel, besitzt, ein $RT = 7300$, also $T = 248$, d. i. -25°C , während die Zahlentafel $T = 263$, d. i. -10°C ausweist. Näher am Erdboden ist der Temperatur-Unterschied nicht so groß.

Wenn von vornherein statt der p -Linie das Barogramm $\gamma(t)$ gegeben ist, so kann man aus diesem unter Verwendung der mit Kreuzen bezeichneten Punkte und auf Grund der Zahlentafel die p -Linie ermitteln und dann, wie oben beschrieben, verfahren.

5. Zusammenfassung.

Es wird ein zeichnerisches Verfahren angegeben, wonach die von einem Barographen aufgezeichnete Höhenlinie unter Berücksichtigung des tatsächlichen Temperaturverlaufes auf

normale Verhältnisse zurückgeführt wird, so daß eine von der Eichung des Barographen und von den augenblicklichen Witterungsverhältnissen unabhängige Beurteilung der Steigfähigkeit ermöglicht ist.

Beiträge zur Berechnung von Tragflächenholmen.

Von A. Pröll, Hannover.

II.

Bei der Berechnung von statisch unbestimmten Fachwerken pflegt man nach dem Mohr-Maxwellschen Verfahren so vorzugehen¹⁾, daß erst die überzähligen Stäbe weggelassen werden, welche die statische Unbestimmtheit bedingen. Statt ihrer können auch andere passend gewählte Stäbe des »Hauptnetzes« in gleicher Zahl gewählt werden. Mit den gegebenen äußeren Kräften wird dann das statisch bestimmte Hauptsystem durchgerechnet, wobei sich in einem, z. B. dem *i*ten Stabe die Stabkraft T_{i0} ergibt. Nun bringt man an Stelle eines jeden der überzähligen Stäbe, die mit $X, Y, Z \dots$ bezeichnet sein mögen (gleichzeitig seien dies die in ihnen wirkenden endgültigen Kräfte), einzeln je die Zugspannungen $+1$ an und berechnet damit je einen neuen Kräfteplan für das Hauptnetz, an dem sonst keinerlei andere Kräfte wirkend gedacht werden. Im *i*ten Stabe entstehen dadurch die Kräfte $u_i, v_i, w_i \dots$ (stat. unbestimmte Einflußzahlen, je von $X, Y, Z \dots$ herrührend). Dann wird die endgültige und wahre Kraft T_i im *i*ten Stabe des vollständigen statisch unbestimmten Fachwerkes gegeben sein durch den Ausdruck

$$T_i = T_{i0} + u_i X + v_i Y + w_i Z + \dots \quad (1)$$

Zur Berechnung der Kräfte $X, Y, Z \dots$ in den überzähligen Stäben wird der Arbeitssatz herangezogen. Wenn wir uns für die folgende Betrachtung zunächst auf ein einfach statisch unbestimmtes System (mit nur einem überzähligen Stabe X) beschränken, so ergibt die Rechnung

$$X = - \frac{\sum u_i r_i T_{i0}}{\sum u_i^2 r_i} \quad (2)$$

wobei die Summen sich über sämtliche Stäbe des Fachwerkes (einschließlich des Stabes X) erstrecken und worin r_i die sogenannte »Stabkonstante« eines jeden Stabes ist. Diese ist zunächst unter der Voraussetzung abgeleitet, daß die einzelnen Stäbe des Fachwerkes nur Zug- oder Druckkräfte aufnehmen und daß demgemäß nur Längenänderungen von der Größe

$$\Delta l_i = \frac{T_i l}{EF} = T_i r \quad (3)$$

auftreten, wobei dann die Stabkonstante

$$r = \frac{l}{EF} \quad (4)$$

ist (mit dem Querschnitt F , Länge l und Elastizitätsmodul E des Stabes). Die Berechnung erfolgt zweckmäßiger Weise nach einem bestimmten Schema in Tabellenform, bei dem rasch und übersichtlich die einzelnen Summanden und ihre Summen gebildet werden können.

Es kommen nun aber auch Fälle vor, in denen neben der Zug- und Druckbeanspruchung noch sehr erhebliche Durchbiegungen der Konstruktionsglieder in Frage kommen. Diese haben dann weitere Verkürzungen der Stäbe zur Folge, die unter Umständen von weit größerem Einfluß auf die Formänderungen und die Arbeitsgleichung des ganzen Fachwerkes sein können als die Längenänderungen durch die Axialkräfte.

Insbesondere bei langen Stäben, die gedrückt und gebogen werden, die also der Gefahr der Knickbiegung ausgesetzt sind, wird diese Art der Formänderung von ausschlaggebender Bedeutung sein. Beispiele dafür sind im Flugzeugbau recht häufig zu finden, und zwar sind es dort meistens die auf Druck beanspruchten Holme, welche eine

¹⁾ Föppl, II. Graph. Statik. § 49.

sorgfältige Prüfung in dieser Hinsicht erfordern. Ohne Berücksichtigung der Durchbiegung würde die Rechnung oft zu ganz falschen Ergebnissen führen. Aus solchen Erwägungen heraus ist auch die Klage mancher Praktiker zu verstehen, mit der »theoretischen« Berechnungsmethode sei nichts anzufangen, wohingegen sie selbst in übrigens ganz logischer Weise das Flugzeugfachwerk in dem gedachten deformierten Zustand nachrechnen, indem es sich z. B. erfahrungsgemäß bei der Probelastung mit Sand befinden würde. Eine solche Berechnung wird dann mit den einfachsten Mitteln durchgeführt. An sich ist selbstverständlich gegen eine solche Betrachtungsweise nichts einzuwenden, sofern eben ihre Voraussetzung, d. i. die Kenntnis aller Formänderungen erfüllt ist. Bei der Mohr-Maxwellschen Methode wird dies aber implizite durch die Aufstellung von Arbeitsgleichungen angestrebt, die aber in den hier betrachteten Fällen sehr großer Formänderungen entsprechend ergänzt werden müssen. Ein kurzes Beispiel möge diese Verhältnisse deutlich machen.

Der Hinterholm des Oberflügels eines Doppeldeckers hat die Länge $l = 280$ cm und besitzt einen kastenförmigen Querschnitt $5,0 \times 8,5$, mit den Querschnittszahlen:

$$\begin{aligned} \text{Trägheitsmoment} \quad J &= 183 \text{ cm}^4 \\ \text{Widerstandsmoment} \quad W &= 43 \text{ cm}^3 \\ \text{Flächeninhalt} \quad F &= 18,3 \text{ cm}^2 \end{aligned}$$

Material: Kiefernholz vom Elastizitätsmodul

$$E = 10^9 \text{ kg/cm}^2$$

Der Holm wird von einer Längskraft $P = 1700$ kg auf Druck beansprucht, durch gleichmäßig verteilte Belastung erfährt er außerdem ein größtes Biegemoment $M = 11500$ kgcm.

Die Stabkonstante ist hier $r = \frac{280}{10^5 \cdot 18,3} = \frac{153}{10^6}$, die einfache Zusammendrückung beträgt

$$\Delta l = rP = \frac{1700 \cdot 153}{10^6} = 0,26 \text{ cm.}$$

Durch das Zusammenwirken von Biegung und Druckkraft entsteht aber eine sehr erhebliche Durchbiegung, die für diese Rechnung am einfachsten nach einer von Vianello¹⁾ angegebenen Näherungsformel ermittelt werden kann. Danach ist der Biegungs Pfeil in der Mitte

$$f = \frac{M}{P} \frac{1}{\mathfrak{S} - 1} \quad (5)$$

worin $\mathfrak{S} = \frac{P_k}{P}$ die Sicherheit gegen die Eulersche Knicklast

$$P_k = \frac{\pi^2 EJ}{l^2} \quad (6^2)$$

darstellt. Damit wird auch

$$f = \frac{M}{P_k - P} \quad (5a)$$

Genauer als diese auf der Voraussetzung nahezu parabolischer Biegungslinie abgeleitete Formel ist eine von Müller-Breslau²⁾ gegebene Berechnung, die auch den Einfluß der meist vorhandenen Knotenmomente mit Rücksicht auf die Druckkraft richtig bewertet. Auch die Formeln 5 und 5a lassen, wie in dem I. Teil dieses Aufsatzes gezeigt wurde (diese Zeitschrift S. 135) die Berücksichtigung entlastender Knotenmomente zu. Die Müller-Breslauschen Formeln sind allerdings für die hier beabsichtigte Anwendung zu verwickelt, was um so mehr ins Gewicht fällt, als doch die endgültige Durchbiegung von vornherein nicht feststeht, sondern versuchsweise angenommen werden muß. Es steht aber nichts im Wege, nach der endgültigen Rechnung die erhaltenen

¹⁾ Vianello, Der Eisenbau, deutsch von Carl Stumpf, II. Aufl. S. 40. Vergl. auch Kayser, Zentralblatt der Bauverwaltung 1910, S. 304.

²⁾ Bei entlastend wirkenden Knotenmomenten haben wir an Stelle von P_k eine scheinbar vergrößerte Knicklast einzuführen. (Diese Zeitschrift S. 136.)

³⁾ Müller-Breslau, Graph. Statik, II, Bd. II. Abt. S. 286. Vergl. auch Müller-Breslau, Die neueren Methoden der Festigkeitslehre.

Durchbiegungen mittels der Müller-Breslauschen Formeln zu prüfen und etwaige starke Abweichungen entsprechend zu berichtigen.

In unserm Beispiel erhalten wir

$$P_k = 2560 \text{ kg, } \mathcal{E} = 1,5$$

somit

$$f = 13,5 \text{ cm.}$$

Wird nun die bei Vianello gemachte Annahme einer angenähert parabolischen Durchbiegungslinie weiter aufrecht erhalten, so folgt für die Verkürzung der Sehne (des Holmes) nach einer bekannten Näherungsformel

$$\Delta l' = \frac{8}{3} \frac{f^2}{l} \dots \dots \dots (7)$$

in unserem Falle $\Delta l' = 1,74 \text{ cm}$, also ein Wert, der fast 7mal so groß ist, als Δl .

Es leuchtet ein, daß eine nur auf Grund der Deformationen Δl durchgeführte statisch unbestimmte Untersuchung notwendig zu falschen Ergebnissen führt.

Man muß vielmehr auf Grund der vorläufig — etwa durch Verschiebungspläne — ermittelten Formänderungen eine neue Berechnung der wirkenden Kräfte vornehmen und mit diesen auch die statisch unbestimmten Größen neu berechnen. Es ist dies allerdings ein sehr umständliches Verfahren, das jedoch bei den starken Deformationen — wie sie in der Nähe der Bruchlasten vorkommen — allein anwendbar ist, wenn dort überhaupt nicht die Rechnung jede zuverlässige Grundlage zu verlieren beginnt.

Im folgenden soll nun versucht werden, dieses Verfahren praktisch brauchbar zu machen und zu diesem Zweck die übliche Mohr-Maxwellsche Berechnungsweise für statisch unbestimmte Größen auch auf Flugzeugfachwerke auszudehnen, bei welchen die starken Durchbiegungen einzelner Holme eine bedeutende Rolle spielen. Hierbei ist allerdings zu beachten, daß es sich um Formänderungen handelt, die nicht linear mit den wirkenden Kräften zunehmen, so daß also die gewöhnlichen Castiglianoschen Sätze nicht angewendet werden können. Dagegen ist es in solchem Falle möglich, nach dem Vorgange von Engesser¹⁾ den Ausdruck für die sogenannte »Ergänzungsarbeit« aufzustellen, der in ähnlicher Weise wie die Sätze von Castigliano verwendet werden kann.

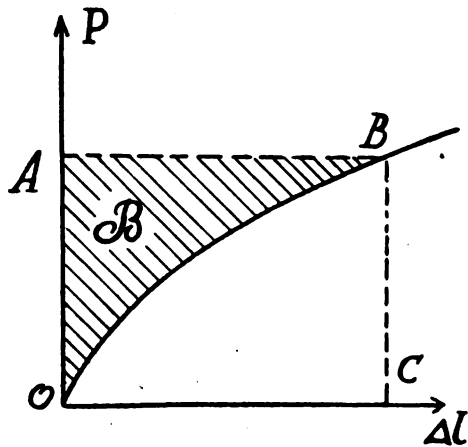


Fig. 1.

Ist nämlich bei einer Formänderung nach beliebigem Gesetz $\Delta l = \varphi(P)$ die Deformationskurve gegeben (Fig. 1), so ist die virtuelle Arbeit bestimmt durch

$$A_v = P \Delta l \text{ (Rechteck } OABC).$$

Die wirkliche Formänderungsarbeit wird durch das Flächenstück OBC dargestellt, während dessen Ergänzung zum Rechteck, also das Flächenstück OBA eben die Ergänzungsarbeit

$$B = \int \Delta l dP \dots \dots \dots (8)$$

¹⁾ Engesser. Über statisch unbestimmte Träger bei beliebigem Formänderungsgesetz. Zeitschr. d. Archit. u. Ing.-Ver. Hannover, 1889.

darstellt, von der Engesser gezeigt hat, daß ihr die Eigenschaften der Castiglianoschen Sätze zukommt.

Insbesondere gilt für die Ergänzungsarbeit die Beziehung

$$\frac{\partial B}{\partial X} = 0 \dots \dots \dots (9)$$

wenn X eine statisch unbestimmte Größe ist, die einer überzähligen Auflagerbedingung entspricht. An Stelle des Satzes von der kleinsten Formänderungsarbeit tritt darnach im allgemeinen Falle bei beliebigem Formänderungsgesetz der Satz von der kleinsten Ergänzungsarbeit.

Es seien nun in einem Fachwerk außer einfachen Zug- und Druckstäben noch solche vorhanden, die außer einer Druck- (Knickungs-) beanspruchung noch eine direkte Biegebewehrung erfahren. Bei Holzholmen im Flugzeugbau beispielsweise wird sich in solchem Falle wie bereits erwähnt, eine bedeutende Durchbiegung und damit Verkürzung der Stablänge ergeben. Solange diese Formänderung noch innerhalb der Proportionalitätsgrenze vor sich geht und nicht solche Größen annimmt, daß dadurch die ganze Kraftverteilung im Fachwerk geändert wird, kann man diese Verkürzung $\Delta l'$ durch die Gl. 7) in den Ausdruck für die Ergänzungsarbeit der Längskräfte P einführen. Außer diesen wirken aber noch Quer- (Biegebewehrungs-) belastungen auf den Träger, deren Ergänzungsarbeiten durch die entsprechenden Formeln für das Biegemoment berücksichtigt werden müssen.

Man hat somit: für Längskräfte P die Ergänzungsarbeit

$$B_P = \int \Delta l dP = \int \left(\frac{lP}{EF} - \frac{8f^2}{3l} \right) dP \dots \dots (10)$$

worin auch f noch als Funktion von P ausgedrückt werden muß, und für Biegemomente

$$B_M = \int \int \left(\frac{\partial \tau}{\partial x} \right) dx dM \dots \dots (11)$$

wobei τ der Tangentenneigungswinkel ist und die eine der beiden Integrationen über die ganze Balkenlänge (von o bis l) erstreckt wird, nachdem auch hier vorerst τ durch eine Funktion von M ersetzt wurde.

Wir bilden nun diese Ausdrücke für das Beispiel eines zfach statisch unbestimmten Tragzellenschwerkes, in dem also außer einem statisch bestimmten Hauptsystem noch z Stäbe (meistens Kabel) überzählig sind, welche die Stabkräfte X und Y erhalten sollen. Diese gilt es nun zu ermitteln.

Bezüglich der Holme sei noch angenommen, daß sie einseitig überhängen (vgl. Fig. 3 im I. Teil S. 134), daß also entlastende Momente wirken, deren Einfluß auf die Durchbiegung nach den im I. Teil gegebenen Regeln berechnet werden kann.

Der Ausdruck für die Ergänzungsarbeit.

Es ist für die biegebewehrten Fachwerkstäbe zu setzen

$$\left. \begin{array}{l} \text{Längskraft (statisch bestimmt)} \quad T_0 \\ \text{Einflußzahl für } X \quad u \\ \text{» » } Y \quad v \end{array} \right\} \dots \dots (12)$$

$$\text{Wahre Längskraft } T = T_0 + uX + vY.$$

$$\text{Verlängerung } \Delta l = \frac{Tl}{EF} = T\tau \dots \dots (13)$$

Für die auch der Biegung unterworfenen Stäbe seien die entsprechenden Werte durch

$$P_0, u_p, v_p, P = P_0 + u_p X + v_p Y \dots \dots (12a)$$

bezeichnet. Die Verkürzung des Stabes ist hier gegeben nach G. 7) durch

$$\Delta l_p = \frac{Pl_p}{EF} - \frac{8f_p^2}{3l_p} = P\tau_p - \frac{8f_p^2}{3l_p} \dots \dots (14)$$

Die gesamte Ergänzungsarbeit ist dann

$$B = \sum \int \Delta l dT + \sum \int \Delta l_p dP + \sum \int \int dM \frac{\partial \tau}{\partial x} dx \dots (15)$$

Hierin ist bekanntlich

$$\frac{\partial \tau}{\partial x} = \frac{M}{EJ} \dots \dots \dots (16)$$

zu setzen.

Dies führt nach Einsetzen von $\Delta l, \Delta l_p, \frac{\partial \tau}{\partial x}$ auf

$$B = \Sigma \frac{T^2 l}{2 E F} + \Sigma \frac{P^2 l_p}{2 E F} - \Sigma \frac{8}{3 l_p} \int_0^l f^2 dP + \Sigma \frac{1}{2 E J} \int_0^l M^2 dx \quad (17)$$

Die Auswertung der Integrale ergibt

$$\int_0^l f^2 dP = \int_0^l \frac{M'^2 dP}{(P_k - P)^2} = \frac{M'^2}{P_k - P} \dots (18)$$

$$\int_0^l M^2 dx = \int_0^l \left(P y + \frac{q x (l-x)}{2} - M_B \frac{x}{l} \right)^2 dx \dots (19)$$

(nach Einsetzen von M aus I, Gl. 5), diese Zeitschrift, S. 134), wobei M_B das entlastende Knotenmoment und q die gleichförmige Querbelastung bedeutet). Weiter ist hier noch

$$\left. \begin{aligned} M' &= M - \frac{3}{5} M_B = \frac{q l^2}{8} - \frac{3}{5} M_B \\ \text{und} \quad f &= \frac{M'}{P_k - P} \end{aligned} \right\} \dots (5b)$$

wie a. a. O. gezeigt wurde.

Es ist nun wiederum für y eine Annahme zu machen; am einfachsten ist es, eine parabolische Durchbiegung zu wählen. (Eine Trennung in 2 Parabeln, wie im I. Teil gezeigt wurde, würde die Rechnung hier unnötig verwickeln.) Wir setzen also

$$y = \frac{4 f x (l-x)}{l^2} \quad (20)$$

und erhalten

$$\int_0^l M^2 dx = \int_0^l \left\{ x (l-x) \left(\frac{4 P f}{l^2} + \frac{q}{2} \right) - \frac{M_B x}{l} \right\}^2 dx \quad (21)$$

Die einfache Ausrechnung führt auf

$$\int_0^l M^2 dx = \frac{l^5}{30} \left\{ \frac{4 P f}{l^2} + \frac{q}{2} \right\}^2 + \frac{10 M_B^2}{l^2} - 5 M_B \left(\frac{4 P f}{l^2} + \frac{q}{2} \right) \quad (22)$$

Man erhält nun die statisch unbestimmten Größen durch die bekannten Gleichungen

$$\frac{\partial B}{\partial X} = 0 \quad \frac{\partial B}{\partial Y} = 0 \dots (23)$$

Unter Berücksichtigung obiger Beziehungen (12) führt die erste dieser Gleichungen, mit der Bezeichnung $\frac{l}{E F} = r$ (Stabkonstante) nach kurzer Rechnung auf die Formel

$$\begin{aligned} \frac{\partial B}{\partial X} &= \Sigma T_0 u r + X (\Sigma u^2 r + \Sigma u_p^2 r_p) \\ &+ Y (\Sigma u v r + \Sigma u_p v_p r_p) + \Sigma P_0 u_p r_p - \frac{8}{3} \Sigma \frac{M'^2 u_p}{l_p (P_k - P)^2} \\ &+ \frac{8}{15} \Sigma \left\{ \frac{l_p M' P_k u_p}{(P_k - P)^2 E J} \left(P f + \frac{q l^2}{8} - \frac{5}{8} M_B \right) \right\} \quad (24) \end{aligned}$$

und auf eine analoge Gleichung für $\frac{\partial B}{\partial Y}$.

Setzen wir nun im letzten Term

$$\frac{q l^2}{8} - \frac{5}{8} M_B = M'' \dots (25)$$

und führen auch dort für f den Ausdruck aus Gl. 5a) ein, so wird, wenn man die Glieder mit P aus dem letzten Term nach Gl. 12a) auflöst und sodann ordnet

$$\left. \begin{aligned} 0 = \frac{\partial B}{\partial X} &= \Sigma T_0 u r + X \left\{ \Sigma u^2 r + \Sigma u_p^2 r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) \right\} + Y \left\{ \Sigma u v r + \Sigma u_p v_p r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) \right\} \\ &+ \Sigma P_0 u_p r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) - \frac{8}{3} \Sigma \frac{M' M''}{l_p (P_k - P)^2} + \frac{8}{15} \Sigma \frac{M' M''}{(P_k - P)^2 i^2} P_k u_p r_p \\ 0 = \frac{\partial B}{\partial Y} &= \Sigma T_0 v r + Y \left\{ \Sigma v^2 r + \Sigma v_p^2 r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) \right\} + X \left\{ \Sigma u v r + \Sigma u_p v_p r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) \right\} \\ &+ \Sigma P_0 v_p r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) - \frac{8}{3} \Sigma \frac{M' M''}{l_p (P_k - P)^2} + \frac{8}{15} \Sigma \frac{M' M''}{(P_k - P)^2 i^2} P_k v_p r_p \end{aligned} \right\} \quad (26)^1$$

1) $i^2 = \frac{J}{E}$ bedeutet den Trägheitsradius. — 2) Für ein fach statisch unbestimmte Systeme (unbekannte X) reduziert sich diese Gleich. (29)

$$\text{auf} \quad 0 = \frac{\partial B}{\partial X} = \Sigma u r T_0 + X \Sigma u^2 r - (\mathfrak{A}_u - \mathfrak{B}_u) \dots (29 a)$$

$$\text{woraus} \quad X = - \frac{\Sigma u r T_0 - (\mathfrak{A}_u - \mathfrak{B}_u)}{\Sigma u^2 r} \dots (30 a)$$

Hierin erscheinen aber überall die Glieder von r_p verbunden mit dem Klammersausdruck

$$r_p' = r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{M'^2 P_k}{(P_k - P)^3 i^2} \right) = r_p \left(1 + \frac{8}{15} \frac{f^2}{i^2} \frac{P_k}{P_k - P} \right) \quad (27)$$

den man sinngemäß als neue Stabkonstante für den biegungssteifen Stab auffassen darf. Außerdem treten in den Gleichungen noch 2 neue Glieder

$$\left. \begin{aligned} \mathfrak{A}_u &= \frac{8}{3} \Sigma \frac{f^2 u_p}{l_p} \quad \mathfrak{B}_u = \frac{8}{15} \Sigma \frac{f^2 M''}{i^2 M'} P_k u_p r_p \\ \mathfrak{A}_v &= \frac{8}{3} \Sigma \frac{f^2 v_p}{l_p} \quad \mathfrak{B}_v = \frac{8}{15} \Sigma \frac{f^2 M''}{i^2 M'} P_k v_p r_p \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

auf, welche die Durchbiegungen enthalten. Die Glieder \mathfrak{A} sind gewöhnlich viel kleiner als \mathfrak{B} .

Wenn wir daher den biegungssteifen Fachwerkstäben von vornherein die neuen Stabkonstanten r_p' zuweisen, so können wir alle Stäbe in gleicher Weise behandeln (die P mit unter die T gerechnet) und erhalten jetzt

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial B}{\partial X} &= 0 = \Sigma u r T_0 + X \Sigma u^2 r + Y \Sigma u v r - (\mathfrak{A}_u - \mathfrak{B}_u) \\ \frac{\partial B}{\partial Y} &= 0 = \Sigma v r T_0 + Y \Sigma v^2 r + X \Sigma u v r - (\mathfrak{A}_v - \mathfrak{B}_v) \end{aligned} \right\} \quad (29)^2$$

Aus diesen Gleichungen berechnet man X und Y und findet

$$\left. \begin{aligned} X &= \frac{\Sigma u r T_0 \cdot \Sigma v^2 r - \Sigma v r T_0 \cdot \Sigma u v r - \Sigma v^2 r (\mathfrak{A}_u - \mathfrak{B}_u) + \Sigma u v r (\mathfrak{A}_v - \mathfrak{B}_v)}{(\Sigma u v r)^2 - \Sigma u^2 r \cdot \Sigma v^2 r} \\ Y &= \frac{\Sigma v r T_0 \cdot \Sigma u^2 r - \Sigma u r T_0 \cdot \Sigma u v r - \Sigma u^2 r (\mathfrak{A}_v - \mathfrak{B}_v) + \Sigma u v r (\mathfrak{A}_u - \mathfrak{B}_u)}{(\Sigma u v r)^2 - \Sigma u^2 r \cdot \Sigma v^2 r} \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

Zu dieser Rechnung ist noch besonders zu bemerken: Der Einfluß der Zusatzglieder und auch der vergrößerten Stabkonstanten ist bei merklicher Durchbiegung der Holme ein ganz bedeutender. Nun hängt aber f wegen

$$f = \frac{M'}{P_k - P} = \frac{M'}{P_k - P_0 - u_p X - v_p Y} \quad (31)$$

selbst von X und Y ab. Da aber diese Abhängigkeit auf un-bequeme quadratische Gleichungen führen würde, ist es zweckmäßig, erst mit einem geschätzten Wert von P zu rechnen und eventuell nachträglich die X und Y einzuführen und die Rechnung zu verbessern. Auch empfiehlt es sich, um die Rechnung nicht zu oft wiederholen zu müssen, zunächst die Holmdurchbiegung zu vernachlässigen und in gewöhnlicher Weise die statisch unbestimmten Größen zu berechnen und danach die sämtlichen Stabspannungen in einer ersten Korrektur zu berichtigen. Jetzt erhält man schon einen besseren Überblick über die wirklich eintretenden Stabkräfte, und die neue Korrekturrechnung mit Berücksichtigung der Durchbiegungen kann mit viel größerer Sicherheit vorgenommen werden.

Zahlen-Beispiel:

Für die Tragflächen eines einstielligen Flugzeuges ist die Ermittlung der statisch bestimmten Kräfte T_0 bzw. P_0 in dem Haupttragsystem (Holme samt Innenverspannung der Flügel und Haupttragkabel sowie Streben) durchgeführt und in nachstehender Zahlentafel I zusammengestellt worden (Spalte 7), und zwar zunächst für die volle vorgeschriebene Höchstbelastung.

Als statisch unbestimmte Größen wurden gewählt die Kraft im Stielverspannungskabel = X und „ „ „ Stirnkabel des Unterflügels = Y (Fig. 2).

Es wurden sodann die Einflußzahlen u und v in bekannter Weise (Kraft + 1 statt X und Y) bestimmt und die Stabkonstanten $r = \frac{l}{EF}$ für jeden Stab eingesetzt, wie dies in den Spalten 2, 3, 4 der Zahlentafel ebenfalls ersichtlich ist.

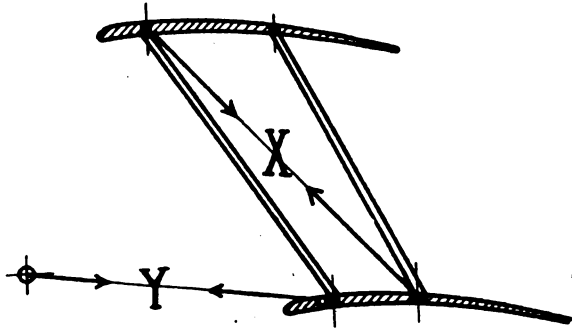


Fig. 2.

Die Durchführung der Mohr-Maxwellschen Rechenmethode in der gewöhnlichen Weise ohne Berücksichtigung der Durchbiegungen führt dann auf die Werte

$$X = 74 \text{ kg}, Y = 415 \text{ kg}.$$

Mit diesen Zahlen erreicht man eine erste Korrektur aller Stabspannungen, die sofort zeigt, daß hauptsächlich der im bestimmten Hauptsystem gezogene Vorderholm des Unterflügels jetzt starken Druck erhält, während der Hinterholm entlastet wird.

Nun wiederholen wir mit diesen neuen Stabkräften die statisch unbestimmte Rechnung unter Berücksichtigung der Durchbiegungen, also nach der Gl. 30) und zwar einmal unter der Annahme von voller Belastung und dann für $\frac{1}{3}$ der Volllast.

In Frage kommen jetzt die sämtlichen Holme, am wenigsten noch der Hinterholm des Oberflügels, denn die ersten Korrekturwerte der statisch unbestimmten Rechnung ergibt nach Zahlentafel I, Spalte 13 als »wahre« Längskräfte nur für die drei anderen Holme gefährliche Knickspannungen, während der Hinterholm des Oberflügels verhältnismäßig gering belastet wird.

Man erhält beispielsweise für den Vorderholm des Oberflügels die folgende Rechnung (für volle Last)

$$q = 1,59 \text{ kgcm}, \text{ entlastendes Moment } M_B = 14200 \text{ kgcm},$$

$$P_k = 3600, P = 2400 \text{ kg (Mittel)}, P_k - P = 1200$$

somit nach Gl. 5 b und 25) sowie 5 a

$$M' = \frac{q l^2}{8} - \frac{3}{5} M_B = 7100 \text{ kgcm},$$

$$M'' = \frac{q l^2}{8} - \frac{5}{8} M' \sim 6800 \text{ kgcm}, f = \frac{7100}{1200} = 5,9 \text{ cm},$$

$$i^2 = 12,5, l_p = 280 \text{ cm}, E = 110000 \text{ kg/cm}^2, r = \frac{l}{EF} = \frac{130}{10^6},$$

somit

$$r_p' = r_p \left[1 + \frac{8}{15} \frac{5,9^2}{12,5} \frac{3500}{1200} \right] = r_p (1 + 4,5) =$$

$$= 5,5 r_p \sim \frac{7,15}{10^6}.$$

Für $\frac{1}{3}$ Last ist dagegen $r_p' = r_p (1 + 0,1) \sim \frac{145,1}{10^6}$. Es

zeigt sich also, daß für die geringen Belastungen, in denen überhaupt die Rechnung noch auf gesicherten Grundlagen steht (geringe Formänderungen), von einer Berücksichtigung der Vergrößerung der Stabkonstanten oft ganz abgesehen werden kann.

1) Wegen der viel geringeren Durchbiegung $f = 1,34 \text{ cm}$.

Zahlentafel I. Erste statisch unbestimmte Rechnung für Vollast.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Stabbezeichnung	Stabkonstante $10^6 r$	Einflußzahlen u	Einflußzahlen v	$u^2 r$	$10^6 X$	Statisch bestimmte Stabkraft T_0	$u T$	$v T$	$10^6 u v r$	$u X$	$v Y$	Berechnete Stabkraft T_0
Oberflügel:												
Vorderholm	130	2,20	—	658	—	2215	—0,744	—	—	150	—	2065
Hinterholm	130	—1,75	—	390	—	2844	+0,183	—	—	186	—	2658
Innenverspannung	4800	—0,52	—	1300	—	1140	+1,746	—	—	110	—	1250
						570				143	—	713
						700				38	—	662
Unterflügel:												
Vorderholm	180	—0,72	—1,70	155	550	88	—0,108	—0,219	290	53	380	468
Hinterholm	175	1,44	1,56	415	500	456	+0,396	—0,435	465	107	700	307
Innenverspannung	6000	—0,80	—0,82	3840	4040	1000	—3,000	—3,090	3930	107	1140	147
						1700				107	325	323
						630				160	975	565
										60	340	230
Hauptkabel:												
vorne	2000	—1,95	—	7560	—	1875	—7,320	—	—	145	—	1730
hinten	2000	+1,81	—	6500	—	1410	+5,100	—	—	135	—	1545
Innenstreben, Stiele:												
Insgesamt	—	—	—	82	60	—	0,060	+0,018	65	—	—	—
Statisch unbestimmte Größen:												
Tiefenkreuzkabel	2100	+1	—	2100	—	—	—	—	—	74	—	74
Stirn kabel	3200	—	+1	—	3200	—	—	—	—	415	—	415
Summen	—	—	—	23000	8350	—	—3,687	—3,762	4750	—	—	—

$$X = \frac{\sum uv T_0 \sum v^2 r - \sum uv T_0 \sum uv r}{(\sum uv r)^2 - \sum u^2 r \cdot \sum v^2 r}$$

$$= \frac{-3,69 \cdot 8,35 + 3,76 \cdot 4,75}{4,75^2 - 23 \cdot 8,35} 10^3 = 74.$$

$$Y = \frac{\sum uv T_0 \sum u^2 r - \sum uv T_0 \sum uv r}{(\sum uv r)^2 - \sum u^2 r \cdot \sum v^2 r}$$

$$= \frac{-3,762 \cdot 23 + 3,60 \cdot 4,75}{4,75^2 - 23 \cdot 8,35} 10^3 = 415.$$

7) siehe die Bemerkung zur Zahlentafel I.

Weiter ist für den Vorderholm des Oberflügels bei Voll-
last

$$\mathfrak{A}_u = \frac{8}{3} \frac{f^2 u_p}{l_p} = \frac{8}{3} \cdot \frac{35 \cdot 2,2}{280} = 0,735$$

$$\mathfrak{B}_u = \frac{8}{15} \frac{35}{12,5} \frac{7100}{6800} \frac{3600 \cdot 2,2}{10^6} = 1,49.$$

Für $\frac{1}{3}$ Last braucht zunächst die Durchbiegung des
Hinterholmes am Oberflügel nicht berücksichtigt zu werden,
da hier auch \mathfrak{A}_u vernachlässigt werden darf.

Zahlentafel II.

Stabbezeichnung	Vollbelastung						$\frac{1}{3}$ der Volllast					
	f (cm)	$10^6 \cdot r_p'$	\mathfrak{A}_u	\mathfrak{B}_u	\mathfrak{B}_v	f cm	$10^6 \cdot r_p'$	\mathfrak{A}_u	\mathfrak{B}_u	\mathfrak{B}_v	\mathfrak{B}_p	
Oberflügel												
Vorderholm	5,9	715	0,735	—	—	1,34	145	0,038	—	—	—	
Hinterholm	2,05	160	—0,07	—	—	0,52	130	—0,005	—	—	—	
Unterflügel												
Vorderholm	9,02	1980	—0,485	—1,15	—0,933	2,45	288	—0,036	—0,085	—0,152	—	
Hinterholm	12,0	6200	1,71	1,85	3,10	2,86	350	0,097	0,105	0,176	0,191	
$\Sigma (\mathfrak{A}_u, \mathfrak{B}_v, \mathfrak{B}_u, \mathfrak{B}_p)$	—	—	1,89	0,70	+3,52	—	—	0,127	0,020	0,175	0,039	

Bildet man so für alle Holme die Konstanten r_p' und
die Zusatzglieder¹⁾, so erhält man die folgende Zusammen-
stellung (Zahlentafel II), bei der die gleiche Rechnung auch
für $\frac{1}{3}$ der Vollbelastung durchgeführt wurde:

¹⁾ Besteht ein Holm aus mehreren Feldern, in denen die Längs-
kräfte und Einflußzahlen verschieden sind, so ist zwar für jedes
Feld ein anderes r (entsprechend der Länge λ des Feldes) einzu-
führen. Für die Glieder $\mathfrak{A}_u, \mathfrak{B}_u, \mathfrak{B}_v, \mathfrak{B}_p$ ist dagegen die ganze
Holmlänge l_p beizubehalten und nur der n te Teil des ganzen Aus-
druckes (bei n Feldern) mit dem entsprechenden u bzw. v für das
Feld zu multiplizieren. Es läuft dies offenbar auf eine einfache
Mittelwertbildung für die u und v in diesen Zusatzgliedern
hinaus. In diesem Sinne ist auch in der Zahlentafel III vorge-
gangen worden.

Zahlentafel III. Zweite statisch unbestimmte Rechnung für Vollast.

1 Stabbezeichnung	2 Stabkonstante $r_p' \times 10^6$	3 \mathfrak{A}_u	4 \mathfrak{A}_u	5 Zusatzwerte \mathfrak{B}_u	6 \mathfrak{B}_v	7 Einflußzahlen u, v	8 u^2, v^2	9 $10^6 \times u^2, v^2$	10 Berichtigte Stabkraft T_p'	11 $u^2 T_p', v^2 T_p'$	12 $u^2 T_p', v^2 T_p'$	13 $u^2 T_p', v^2 T_p'$	14 $10^6 X$ u^2, v^2	15 $u X$	16 $v Y$	17 Wahre Stabkraft T
Oberflügel:																
Vorderholm	715	0,735	—	1,49	—	+2,20	—	3 600	{ -2065 -2658 }	—	—	—	—	442	—	{ -1773 -2304 }
Hinterholm	160	—0,07	—	—0,14	—	—1,75	—	470	{ -1250 -713 }	+ 0,258	+ 0,258	—	—	540	—	{ -1466 -1000 }
Innenverspannung	4800	—	—	—	—	—0,52	—	1 300	+ 662	+ 1,650	+ 1,650	—	—	430	—	+ 584
Unterflügel:																
Vorderholm	1980	—0,485	—1,15	—0,933	—2,05	—0,72	—1,70	1 700	{ -468 -307 -147 }	+ 0,870	+ 0,870	+ 2,64	3 180	—	{ -152 -280 -403 }	{ -240 -15 -276 }
Hinterholm	6200	+1,71	+1,85	+3,10	+3,36	+1,44	+1,56	14 800	{ -222 -325 -565 }	—11,50	—11,50	—12,4	16 600	161	{ 128 256 384 }	{ -311 -512 -833 }
Innenverspannung	6000	—	—	—	—	—0,80	—0,82	3 840	+ 230	—1,100	—1,100	—1,13	3 930	—	—134	+ 318
Hauptkabel:																
Vorne	2000	—	—	—	—	—1,95	—	7 560	1730	—6,760	—6,760	—	—	—	—	+ 1430
Hinten	2000	—	—	—	—	+1,81	—	6 500	1545	+ 5,600	+ 5,600	—	—	—	—	+ 1815
Innenstreben, Stiele:																
Insgesamt	—	—	—	—	—	—	—	95	75	—	0,065	0,02	75	—	—	—
Statisch unbestimmte Größen:																
Tiefenkreuzkabel	2100	—	—	—	—	+1	—	2 100	—	—	—	—	—	220	—	+ 220
Stirnkrabel	3200	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	164	+ 164
Summen	—	+1,89	+0,70	+3,52	+1,31	—	—	41 956	30 965	—	—14,67	—10,87	+23 785	—	—	—

Bemerkung. Wo in den Spalten 2 oder 3 Werte durch { } vereinigt erscheinen, handelt es sich stets um einzelne Felder des durch Innenverspannung in 2 oder 3 Teile
abgetheilten Holmes. Der Einfachheit halber wurden aber für u, v nur die Mittelwerte, für r der Gesamtwert in der Zahlentafel aufgeführt. Vgl. die Fußnote 1) auf dieser Seite.

Damit wird nach der Rechnung der Zahlentafel III

$$\begin{aligned} X &= 220 \text{ kg,} & Y &= 164 \text{ kg für volle Belastung und} \\ X' &= 13,3 \text{ „} & Y' &= 148 \text{ „ für } \frac{1}{3} \text{ der vollen Belastung} \\ 3X' &= 40 \text{ „} & 3Y &= 444 \text{ „ (auf volle Last umgerechnet).} \end{aligned}$$

Der ganz überwiegende Einfluß der Durchbiegung kommt außer in den neuen Stabkonstanten noch in den beiden Gliedern mit \mathfrak{A} und \mathfrak{B} zum Ausdruck. Es kann schließlich der ganze Charakter der X und Y verändert werden, so daß z. B. hier bei geringerer Belastung ($\frac{1}{3}$ Vollast) das Stirnkabel (Y) viel höher beansprucht wird als das Tiefenkreuzkabel (X). Erst bei Vollast wird letzteres stark gezogen, und es entlastet so den oberen Vorderholm auf Kosten des jetzt viel stärker beanspruchten Hinterholms, während das erst stark beanspruchte Stirnkabel geringeren Zug erhält. Unter Umständen wird bei wachsender Belastung auch ein ursprünglich stark beanspruchtes (statisch unbestimmtes) Kabel schlaff und ein anderes tritt an seine Stelle. Dies alles ist aber eine Folge der Veränderung in der Konfiguration des Fachwerkes.

Zusammenstellung der Ergebnisse (in kg)

für die Ermittlung der statisch unbestimmten Größen X und Y .

Berechnung	Volle Last		$\frac{1}{3}$ Last	
	X	Y	X	Y
»Normal« (ohne Rücksicht auf Durchbiegung)	74	415	24,7 $3X = 74$	138,3 $3Y = 415$
Mit Rücksicht auf die Durchbiegung der Holme	220	164	13,3 $3X = 40$	148 $3Y = 444$

Mit den Zahlen $X = 220$, $Y = 164$ für Vollast sind dann in Zahlentafel III, Spalte 17 die endgültigen Stabkräfte berechnet worden nach der eingangs angeschriebenen Beziehung

$$T = T_0 + uX + vY,$$

wobei noch besonders zu beachten ist, daß für T_0 auch bei der zweiten Korrekturrechnung der ursprüngliche, aus der statisch bestimmten Kräfteermittlung erhaltene Wert zu nehmen ist! Eine dritte Korrekturrechnung mit den zugrunde gelegten Endwerten der zweiten würde wiederum den jetzt stark gedrückten Hinterholm des Oberflügels mit in die Rechnung eintreten lassen. Es wird dann X etwas kleiner, Y wieder etwas größer werden, aber die Unterschiede sind gegenüber den hier festgelegten Werten der zweiten Korrekturrechnung so gering, daß letztere als endgültig beibehalten werden kann.

In der Tat zeigen Ergebnisse von Versuchen, daß besonders das hintere Hauptkabel weit stärker beansprucht wird als das vordere im Gegensatz zur ersten und in Übereinstimmung mit der zweiten Korrekturrechnung.

Zu diesen Untersuchungen ist noch zweierlei zu bemerken: Zunächst fällt der bedeutende Anteil der auf Knickungsbiegung beanspruchten Holzstäbe auf, der, wie die Rechnung zeigt, nur noch von dem ebenfalls sehr großen Einfluß der Längenänderung einiger hochbeanspruchter Drahtseile (Hauptdiagonalen und Flügelinnenverspannung) übertroffen wird. Dagegen fällt der Anteil von gezogenen oder nur wenig gedrückten, aber gleichzeitig einer Biegung unterworfenen Holme sehr gering aus, so daß es für die erste Überschlagsrechnung in den meisten Fällen genügen dürfte, nur die genannten Druckstäbe und Kabel in Betracht zu ziehen.

Weiter soll noch auf die sehr geringe Schubfestigkeit der Holzstäbe aufmerksam gemacht werden, die eine nicht unerheblich größere Durchbiegung zur Folge hat, als sie nach der hier benützten Vianelloschen Formel herauskommt. Die Folge ist allemal ein noch stärkerer Einfluß der statisch unbestimmten Größen, also der überzähligen Stäbe.

Zusammenfassung.

Es wird gezeigt, daß bei der Untersuchung statisch unbestimmter Systeme mit auf Knickungsbiegung beanspruchten Stäben deren Durchbiegung von wesentlichem Einfluß auf den Gang der Rechnung ist. Berücksichtigung dieses Einflusses durch geeignete Zusätze bei den Stabkonstanten. Zahlenbeispiel zur Berechnung eines 2fach statisch unbestimmten Systems.

Die Messung von Flugleistungen in England.¹⁾

Von E. Everling.

Schluß aus Heft 22/23, Seite 163.

VI. Ein anderes Verfahren zur Eichung der Staudruckmesser.

Es gibt aber Zeiten, wo niedrige Wolken oder andere Umstände die Geschwindigkeitsmessung mit den Dunkelkammern unmöglich machen; doch dürfen mit Rücksicht auf den Krieg die Abnahmeprüfungen keine Unterbrechung erfahren. Man muß sich dann mit Geschwindigkeitsmessungen nahe dem Erdboden begnügen, wenn man — was in England unter allen Umständen notwendig zu sein scheint! — die Staudruckmesser eichen will. Man fliegt hierbei ungefähr 3 m über dem Boden, und die Zeit für eine abgemessene Flugstrecke wird gestoppt nach folgendem Verfahren:

An jedem Ende der Meßstrecke befindet sich ein Beobachter. Wenn das Flugzeug den Anfang passiert, gibt der dort stehende Merker dem anderen ein Zeichen und setzt gleichzeitig seine Stoppuhr in Gang; der zweite betätigt die seine, sobald er das Signal hört; er sendet seinerseits ein Zeichen und hält seine Uhr an, wenn das Flugzeug seinen Posten, den Endpunkt der Flugstrecke, überschreitet; der erste stoppt, wenn er das Schlußsignal empfängt.

Durch diese doppelte Zeitmessung, meint der Vortragende, würde der Fehler infolge der »Reaktionszeit«, der persönlichen Gleichung der Beobachter, ausgeschaltet, da der zweite Merker seine Uhr später einrückt, der erste die seine später stoppt. Diese Verspätung rührt aber, wenigstens bei den hier verwendeten Schallsignalen, von der verhältnismäßig langsamen Ausbreitung akustischer Wellen her, die etwa für eine Meßstrecke von 3 km 9 s brauchen; dadurch würden also die Zeitmessungen der beiden Beobachter, wenn sie im übrigen richtig sind, um 18 s verschieden sein. Die Reaktionszeit jedes Beobachters fällt, wenigstens angenähert, schon bei einer einfachen Messung mit der Stoppuhr heraus, denn die Verzögerung am Anfang und am Ende der Meßzeit wird nahezu die gleiche sein und daher nicht in Erscheinung treten, weil es sich nur um Zeitdifferenzen handelt. Dagegen würde sich ein Unterschied in der Reaktionszeit auf Gesichts- und Gehörreize (nämlich Passieren des Flugzeugs und Wahrnehmung des Schallsignals) für jede einzelne Person streng genommen nur dann herausheben, wenn er für beide Beobachter gleich ist, und zwar in derselben Weise wie die Zeit, die der Schall braucht: wenn man nämlich aus den beiden Zeitmessungen das Mittel bildet, wie es auch Tizard vorschlägt.

Vier Flüge, je zwei hin und zurück, werden mit jeder Geschwindigkeit ausgeführt, und der Flieger oder sein Begleiter vermerken genau die mittlere Anzeige des Staudruckmessers im Flugzeuge. Gleichzeitig werden Luftdruck und Temperatur abgelesen, um die Luftdichte berechnen zu können. Die mittlere Stärke und Richtung des Windes werden während jedes Versuchs mit einem Anemometer für direkte Ablesung oder mit einem registrierenden Instrument bestimmt und die gemessene Geschwindigkeit wird wie bei dem oben beschriebenen Prüfungsverfahren (vgl. Figur 4) berichtet, um die Eigengeschwindigkeit zu erhalten. Bei starkem Seitenwind ist der Steuerwinkel, den die Flugzeuglängsachse gegen die Kursrichtung, die Meßstrecke, bilden muß, beträchtlich, und das erschwert die Prüfung so sehr, daß sie im allgemeinen nur bei schwachem Wind, bis 4,5 m/s oder 16 km/h, zuverlässige Werte gibt²⁾ und auch dann nicht, wenn ein solcher Wind quer zum Kurs geht.

Bei diesen Messungen ist eine Schwierigkeit und eine Quelle von Meßfehlern darin begründet, daß ein Flugzeug geraume Zeit braucht, um auf konstante Geschwindigkeit zu kommen, und deshalb an jedem Ende der Meßstrecke ein längeres Stück wagerecht fliegen muß, bevor es in die

¹⁾ Bearbeitet nach einem Vortrage: »Methods of measuring aircraft performances«, den Captain H. Tizard vom Royal Flying Corps am 7. März 1917 vor der Aeronautical Society of Great Britain hielt.

²⁾ In Tabelle 5 befinden sich jedoch weit größere Windgeschwindigkeiten, freilich unter geringen Winkeln gegen die Flugbahn.

Prüfung eintritt. Auf dem Flugplatz, den der Vortragende im Auge hat, ist die eigentliche Bahn 1,6 km lang und an jedem Ende sind 800 m oder mehr frei, aber es ist fraglich, ob diese Strecke für schnelle Flugzeuge zur Erzielung einer konstanten Geschwindigkeit ausreicht.

Weiter ist der Führer eines Einsitzers im allgemeinen durch die Beobachtung des Erdbodens zu sehr in Anspruch genommen, um seinem Staudruckmesser mehr Aufmerksamkeit widmen zu können, als einige kurze Blicke während jedes Fluges. In diesem Falle wäre zweifellos ein registrierender Geschwindigkeitsmesser besser am Platze, waber dann ergeben sich andere Schwierigkeiten, die übrigens zum Schluß des Vortrages erörtert werden.

Hat man mit Dunkelkammern oder über der Meßstrecke die Fluggeschwindigkeit bestimmt und kennt man die Luftdichte in der Flughöhe, so ergibt sich die richtige Anzeige des Staudruckmessers durch Multiplikation der gemessenen Eigengeschwindigkeit mit der Quadratwurzel aus der Luftdichte — soll heißen: aus dem Verhältnis der beobachteten zur normalen Luftdichte. Der Vergleich dieses Wertes mit der Ablesung am Staudruckmesser selbst gibt dessen Berichtigung für die betreffende Geschwindigkeit und damit ist das Ziel, die Eichung des Staudruckmessers für die praktisch vorkommenden Geschwindigkeiten, erreicht.

Das ganze Verfahren wird verdeutlicht durch Tabelle 5, in der ein Teil der Ergebnisse einer »Dunkelkammerprüfung« zusammengestellt ist. Die »reduzierte Eigengeschwindigkeit« in der vorletzten Spalte ist aus der berechneten (5. Spalte) durch Multiplikation mit der Wurzel aus dem Luftdichteverhältnis gewonnen worden. Die Berichtigung in der letzten Spalte bezieht sich also in Wirklichkeit, wie es auch sein muß, auf den Staudruck, nicht auf die Geschwindigkeit.

Tabelle 5¹⁾. Beispiel für die Eichung eines Staudruckmessers.

Instrument Nr. Flugzeug Datum: 24. Dez. 1916.

Flug Nr.	Gemessene Bodengeschwindigkeit km/h	Gemessene Windgeschwindigkeit km/h	Gemessene Windrichtung gegen Bahn Grad	Berechnete Eigengeschwindigkeit km/h	Gemessene Höhe km	Gemessene Temperatur ° C.	Berechnetes Luftdichteverhältnis	Abgelesene Eigengeschwindigkeit km/h	Reduzierte Eigengeschwindigkeit km/h	Berichtigung km/h
1	95,1	49,9	161,5	143,5	1,55	-1	0,879	128,7	134,5	+ 5,8
2	198,6	46,0	5,5	150,8	1,55	-1	0,879	136,7	141,2	+ 4,5
3	99,8	52,0	168,5	150,9	1,54	-1	0,881	136,7	141,7	+ 5,0
4	200,6	52,0	21,0	153,8	1,52	-1	0,882	138,4	142,9	+ 4,5
										Mittel: + 4,9

VII. Ausführung der Geschwindigkeitsprüfungen.

Die Geschwindigkeitsprüfungen vollziehen sich also alles in allem wie folgt: Zuerst wird die Geschwindigkeit und die Motordrehzahl im wagerechten Fluge mit Vollgas gemessen, und zwar in der größten erreichbaren Höhe und von da abwärts in Stufen von etwa 600 m. Aus der Ablesung des Aneroidbarometers und der Temperatur in jeder Höhe wird die Luftdichte berechnet. Die Anzeige des Staudruckmessers muß dann zunächst wegen der vorhandenen Ungenauigkeiten berichtigt werden, indem man das bei der Eichung ermittelte Korrektionsglied (in unserem Falle, Tabelle 5, + 4,9 km/h) mit dem richtigen Vorzeichen hinzufügt. Der so ermittelte richtige Staudruckwert gibt aber die wahre Geschwindigkeit, wie wir sahen, nur bei der Normalluftdichte 1,221 kg/m³; er muß also zweitens noch durch die Wurzel aus dem Luftdichteverhältnis dividiert werden. Das Ergebnis ist, von Beobachtungsfehlern abgesehen, der richtige Wert der Fluggeschwindigkeit gegen die Luft, die vom Vortragenden durchweg als »air speed« bezeichnet wird.

¹⁾ In der 2., 3., 5., drittletzten, vorletzten und letzten Spalte der Tabelle 5 gibt das Original Meilen in der Stunde, die wir in km/h umgerechnet haben. Die Luftdichteverhältnisse wurden dagegen unverändert aus der dortigen Tabelle entnommen. Die kleine Ungenauigkeit bei der Berechnung der vorletzten Spalte aus den Werten der 5. Spalte und den Wurzeln der Luftdichteverhältnisse findet sich also schon dort. Wir hielten eine Berichtigung dieser Zahlen einerseits für unzulässig, andererseits für überflüssig.

Die erhaltenen Zahlenwerte werden nunmehr als Abszissen über den »Normalhöhen«, die im Jahresmittel der gleichzeitig beobachteten Luftdichte entsprechen, (als Ordinaten) aufgetragen (Fig. 5 u. 6); durch diese Punkte wird eine glatte Kurve hindurchgelegt und von ihr die Geschwindigkeiten für die Normalhöhen 3000, 6500, 10000, 13000 und 16500 Fuß, also für rund 1, 2, 3, 4 und 5 km Höhe, abgegriffen. Das ist das endgültige Prüfungsergebnis. In die Kurvendarstellung (Fig. 5 u. 6) werden außer den Geschwindigkeiten auch die

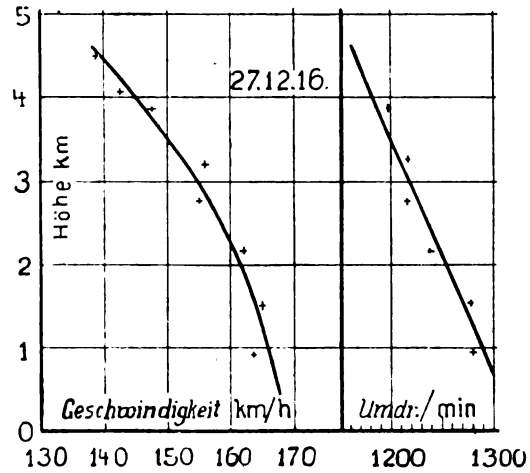


Fig. 5.

Geschwindigkeit und Drehzahl in Abhängigkeit von der Normalhöhe während einer Abnahmeprüfung. Durch die Meßpunkte (+++) sind ausgeglichene Kurven hindurchgelegt.

Motorumdrehungen in Abhängigkeit von der Normalhöhe eingezeichnet, weil, wie Tizard sagt, »diese Beobachtungen einen Prüfstein für die Zuverlässigkeit der Ergebnisse bilden; auch gibt das Verhältnis der Geschwindigkeit zur Drehzahl in verschiedenen Höhen wertvolle Aufschlüsse hinsichtlich des Verhaltens der Luftschraube«.

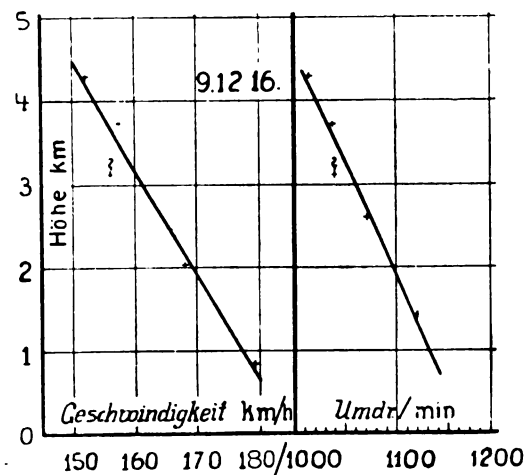


Fig. 6.

Geschwindigkeit und Drehzahl in Abhängigkeit von der Normalhöhe während einer anderen Abnahmeprüfung. Durch die Meßpunkte (+++) sind ausgeglichene Kurven hindurchgelegt.

In Tabelle 6 sind die vollständigen Ergebnisse einer solchen Geschwindigkeitsprüfung in verschiedenen Höhen zusammengestellt. Sie bezieht sich auf das gleiche Flugzeug wie Tabelle 5, die das Eichungsergebnis für den Staudruckmesser wiedergibt (offenbar aber nicht die vollständige Eichung; denn in Tabelle 6 sind die Korrekturen bei Geschwindigkeiten über 129 km/h entsprechend Tabelle 5 mit 5 km/h eingesetzt, für die geringeren Geschwindigkeiten von 116 km/h abwärts jedoch mit mehr als 6 km/h). Fig. 5 zeigt die durch die berechneten Geschwindigkeitswerte hindurchgelegte glatte Kurve, aus der dann wiederum Tabelle 7 abgegriffen wurde. Fig. 6

gibt ein anderes Beispiel, bei dem die Streuung der beobachteten Werte sehr gering war, mit einer einzigen Ausnahme, bei etwa 3 km Höhe; die Störung ist vielleicht abwärts gerichteten Luftströmungen zuzuschreiben, die das Einhalten einer bestimmten Höhe nur bei gleichzeitiger Steigbewegung, also bei verminderter Geschwindigkeit — und Motordrehzahl — ermöglichen.

Tabelle 6. Beispiel für die Messung der Geschwindigkeit in verschiedenen Höhen.

Flugzeug: wie bei Tabelle 5. Datum: 27. Dez. 1916.

	Abgelesene				Berechnetes Luftdichte- verhältnis	Entspre- chende Normalhöhe km	Fluggeschwindigkeit km/h			Abgelesene Drehzahl in der min
	Höhe		Temperatur				Be- obach- tet	Berichtigt nach		
	Fuß	km	°Fahr.	°Cels.				Ei- chung	Luft- dichte	
3000	0,9	39	+ 3,9	0,935	0,88	153	158	163	1280	
5000	1,5	35	+ 1,7	0,875	1,49	150	155	165	1280	
7000	2,1	30	— 1,1	0,821	2,10	142	147	162	1240	
9200	2,8	24	— 4,4	0,767	2,74	130	135	154	1220	
10800	3,3	19	— 7,2	0,731	3,17	129	134	156	1220	
12800	3,9	17	— 8,3	0,682	3,84	116	122	148	1200	
13800	4,2	12	— 11,1	0,664	4,08	109	116	142	1180	
15200	4,6	8	— 13,3	0,636	4,51	105	111	139	1160	

Tabelle 7. Endgültige Ergebnisse aus den Kurven der Figur 5, nach Tabelle 6.

Fuß	Normalhöhe		Geschwindigkeit km/h	Drehzahl in der min
	Fuß	km		
3000	0,91	1	166	1290
6500	1,98	2	162	1250
10000	3,05	3	155	1215
13000	3,96	4	152	1180
15000	4,57		138	1160

Zum Schluß berichtet der Vortragende, daß er in dieser kurzen Arbeit nur die wichtigsten Prüfungen der Flugleistungen habe auseinandersetzen können, und nur, soweit sie sich auf die Flugzeuge als solche beziehen. Für militärische Zwecke sei noch eine Reihe weiterer Prüfungen notwendig. Auch seien die beschriebenen Verfahren keineswegs endgültig; »die Flugzeugprüfung, wie alles, was mit Flugzeugen zusammenhängt, steckt erst in den Kinderschuhen«; mit der Zeit aber werden die Kenntnisse vermehrt, die Methoden und Instrumente verbessert werden. Gewisse Leute betonen vor allem die Notwendigkeit selbstregistrierender Instrumente. Obgleich durch deren Anwendung, besonders in Einsitzern, der Flieger bei der Prüfung wesentlich entlastet würde, ergeben sich doch, wenn man die Sache genauer betrachtet, manche Schwierigkeiten, vor allem der Umstand, daß heute alle Firmen, die solche Vorrichtungen entwickeln könnten, durch wichtige Kriegslieferungen in Anspruch genommen sind. Außerdem haben unmittelbare Augenabmessungen den Vorzug, »daß die Ergebnisse da sind«, und daß keine Zeit durch ein eventuelles Aussetzen der Registrierinstrumente verloren geht. Indes sind diese Apparate zur Kontrolle der direkten Ablesungen wertvoll, und der Vortragende gedenkt vielleicht auch noch weitergehenden Gebrauch von ihnen zu machen. In jedem Falle aber hängt die Zuverlässigkeit der Messungen in erster Linie vom Flugzeugführer ab. Das kann nicht scharf genug betont werden. Auf den Flieger kommt es an, und wie jeder Experimentator bedarf er der Übung und der praktischen Erfahrung.

Die Prüfungsmethoden werden sich vielleicht noch ändern, ihre Grundzüge liegen aber jedenfalls fest, und man kann diese Untersuchungen nicht hoch genug bewerten. Modellversuche bedürfen bekanntlich mannigfacher Korrekturen, vor allem wegen des Maßstabes, der Reynoldsschen Zahl, und ihre Ergebnisse können irreführen. »Nur durch genaue Messungen mit Flugzeugen natürlicher Größe wird der stetige Fortschritt der Flugtechnik gesichert.«

VIII. Erörterung.

Die Diskussion zu dem Vortrage ist wegen der verschiedenen darin vorgebrachten Ansichten so beachtenswert, daß wir es uns nicht versagen können, im einzelnen über sie zu berichten, zumal manches auch auf unsere Verhältnisse Anwendung findet.

Zunächst stellt Captain Sharren von der Royal Aircraft Factory (R. A. F.) fest, daß die Königlichen Flugzeugwerke dieselben Prüfungsverfahren verwenden. Er hält ein Statoskop (vgl. Fig. 2 und Abschnitt IV) bei den Geschwindigkeitsprüfungen nicht für nötig, da nach seinen Erfahrungen ein guter Flugzeugführer auch nach dem Aneroidbarometer wagerecht fliegen kann. Dabei mag indes das Nachhinken des Instrumentes infolge elastischer Nachwirkung die Ablesegenauigkeit vermindern. Die R. A. F. verwendet daher ein Tropfenstatoskop von ähnlichem Muster wie Fig. 2, nur kleiner und leichter.

Sie benutzt auch das oben (Abschnitt III) beschriebene Variometer zur Messung der Steiggeschwindigkeit; aber Sharren ist erstaunt über die Bezeichnung des Instrumentes als »Kaf-« oder »Marine-«-Typ. Bei der R. A. F. wird es gewöhnlich »Copiometer« genannt, weil es »von einer Anwendung der Thermosflasche kopiert wurde, die nach seiner Meinung zuerst in Deutschland gemacht wurde, wo es einige Zeit für Ballonaufstiege Verwendung fand¹⁾«. Es war nicht ganz zuverlässig wegen des Einflusses von Beschleunigungen auf die Flüssigkeitssäule, die diese scheinbar leichter oder schwerer machen und dadurch, auch bei gleicher Druckdifferenz, ihre Länge verändern²⁾.

Als geeignete Leute zur Ausführung von Versuchsflügen kämen in erster Linie solche in Betracht, die bereits aus anderen Wissensgebieten Übung im Experimentieren hätten.

Captain Grinstead meint, in Zukunft müßten auch andere Eigenschaften des Flugzeuges als, wie heutzutage, lediglich Fluggeschwindigkeit und Steigfähigkeit gemessen werden. Man benötige Instrumente zur Messung der Zeit, die ein Flugzeug braucht, um sich nach einer Störung wieder aufzurichten, oder um eine Wendung von einer bestimmten Anzahl Graden zu machen.

Major Filon betont die Notwendigkeit größter Genauigkeit, die nur erreicht werden könne durch Vereinheitlichung der Verfahren, denn nur so wären die verschiedenen Meßresultate vergleichbar. Die Prüfungsergebnisse sollten bei den Flugzeugbauern zirkulieren, denn ein geringer Unterschied in der Leistung zweier Flugzeuge könne zu wesentlichen Verbesserungen führen, und daher sei die Meßgenauigkeit so wichtig.

Er fragt, ob der Vortragende durch die Trägheit der Thermometer, die er zuweilen beträchtlich fand, Schwierigkeiten gehabt habe. Jedenfalls müsse die Temperatur unmittelbar gemessen werden, die sogenannten »Gesetze« der Temperaturverteilung seien unzuverlässig.

In der Beurteilung registrierender Instrumente stimme er mit dem Vortragenden überein; diese ließen sich noch wesentlich verbessern, und es sei von einem Flugzeugführer zuviel verlangt, wenn er während des Fliegens noch Höhe, Geschwindigkeit, Temperatur und Drehzahl ablesen solle.

Squadron Commander Busted meint, die Prüfung ließe sich schneller durchführen, wenn man überhaupt auf die Instrumente verzichtete. Das Flugzeug muß herausgebracht werden, sobald das Wetter es erlaubt; aber wenn man Instrumente verwendet, ist gewöhnlich irgend etwas nicht in Ordnung, und die Gelegenheit wird verpaßt.

Leutnant A. R. Low ist ganz und gar nicht dieser Ansicht. Registrierende Instrumente seien notwendig. Jedes Flugzeug habe eine Schwingungsdauer von etwa einer Minute, und wenn der Beobachter während eines Teiles dieser Zeit alle Instrumente die Reihe herum abliest, stimmen

¹⁾ Gemeint ist das Bestelmeyersche Ballonvariometer. Vgl. Abschnitt III, Anmerkung 3, S. 155.

²⁾ Auf diesen Umstand kann man den Bau eines Flüssigkeitsbeschleunigungsmessers begründen. Vgl. D.R.P. Nr. 278905, Klasse 42 0, Gruppe 13, vom 27. Februar 1914 der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof.

die einzelnen Werte, die zu ganz verschiedenen Zeiten der Periode gehören, nicht überein.

Im französischen Heere würden ausschließlich schreibende Instrumente verwendet, und die Aufzeichnungen lassen, auch bei geübten Flugzeugführern, starke Schwingungen erkennen.

Man erhielte ganz falsche Ergebnisse, wenn man nicht Ableesungen in den höchsten, tiefsten und mittleren Lagen während dieser Schwingungen mache.

Cooper führt aus, daß die am Variometer abzulesende Steigggeschwindigkeit fehlerhaft sei. Da der Druck in der Thermosflasche zum Ausgleich Zeit brauche, müsse die Anzeige des Instrumentes nachhinken und dadurch unzuverlässig sein. Dazu bemerken wir, daß auf dem langsameren Ausgleich des Druckes in der Thermosflasche ja gerade der Ausschlag und die Verwendbarkeit des Variometers beruht. Was das Nachhinken betrifft, so hat der Erfinder, Bestelmeyer¹⁾, durch eine theoretische Untersuchung mit experimenteller Betätigung gezeigt, daß bei gleichbleibender Steigggeschwindigkeit das Variometer, unabhängig vom äußeren Luftdruck, richtig anzeigt, daß es aber bei gleichmäßig beschleunigtem Steigen um einige Sekunden nachhinkt. Doch wird diese Verzögerung praktisch kaum in Erscheinung treten.

Cooper erwähnt auch den Fehler durch Beschleunigung der Flüssigkeitssäule. Er möchte gern wissen, ob sich beim Gebrauch des Instrumentes in etwa 15 m Höhe über dem Boden infolge des Nachhinkens irgendwelche Schwierigkeiten gezeigt haben.

Leutnant Millar schlägt vor, an Stelle der erfahrungsmäßigen Methode der Temperaturmessung unter Zugrundelegung einer »Normalatmosphäre« bei 15° C und 760 mm Quecksilbersäule lieber eine mathematische Formel zu verwenden, die sich auf die Annahme einer gleichmäßigen Temperaturabnahme von 0,5° für jede 100 m gründet. Der Fehler, den man dadurch begehe, werde in 6 km Höhe nur 120 m betragen, die Formel sei leicht zu behalten und mache die Aufnahme von Temperaturkurven überflüssig (?).

Jedenfalls solle man zur Vereinfachung der Rechnung die Luftdichte am Boden als Einheit wählen. Der Staudruckmesser würde bei der normalen Dichte geeicht und auf sie bezogen, man mache diese daher besser zur Einheit.

Den Ausdruck »air speed« für die Geschwindigkeit relativ zur Luft (vgl. Abschnitt VII, S. 183) bemängelt Millar. Es genüge, einfach »speed« zu sagen. Bei Schiffen rede doch auch kein Mensch von »water speed« im Gegensatz zu »ground speed«, obwohl man auch da wegen der Meeresströmungen zwischen der Geschwindigkeit gegen das Wasser und gegen den Erdboden unterscheiden müsse. Wir haben die beiden Größen oben als »Eigengeschwindigkeit« (gegen die Luft) und »Reisegeschwindigkeit« (über Grund) unterschieden; der Ausdruck »Fluggeschwindigkeit« erscheint uns nicht eindeutig und wird daher besser vermieden, wenn es, wie hier, auf die Unterscheidung ankommt.

Für den berechtigten endgültigen Wert der Geschwindigkeit und ebenso der Drehzahl (vgl. Tabelle 7) schlägt er die Bezeichnungen »aero speed« und »aero revolutions« vor.

Er bezweifelt ferner, ob man sagen dürfe, daß der Staudruck oder Anstellwinkel des besten Steigens für alle Höhen der gleiche sei. Das hänge doch von der Motorleistung ab, die in jeder Höhe verfügbar ist; daher sei der Staudruck des besten Steigens in irgendeiner Höhe größer oder geringer als am Boden (vgl. hierzu Anmerkung 1, Abschnitt III, S. 155 links). In der »Gipfelhöhe« des Flugzeuges gäbe es nur eine Geschwindigkeit, aber in geringeren Höhen machten 8 km/h Geschwindigkeitsunterschied nichts aus, so daß ein genaues Fliegen, worauf solcher Wert gelegt werde, gar nicht so nötig sei, da die Geschwindigkeitsmesser auf Grund einer Anzahl verschiedener Ableesungen geeicht werden könnten (?).

Bairstow drückt seine Überraschung aus, daß der Vortragende die Möglichkeit einer Übertragung von Modellversuchen auf die Flugzeuge natürlicher Größe angezweifelt habe.

Im Schlußwort führt Tizard unter anderem aus, daß das Nachhinken von Aneroidbarometern dank den Erschütterungen des Flugzeuges geringer sei, als man ge-

meinhin annehme, doch sei es bei einem Barographen noch kleiner.

Die Frage der Trägheit von Thermometern habe er untersucht, sie könne jedoch nur geringe Fehler verursachen, da die Temperaturänderung niemals mehr als 1° betrage.

Dagegen zeige das Variometer in der Nähe des Erdbodens sicherlich falsch an, wegen der Böen; auch sei es ratsam, beim Aufstieg dem Instrumente Zeit zur Beruhigung zu lassen, indem man etwa alle 100 m ungefähr ½ min lang wagemrecht flöge. Dadurch wird freilich die praktische Verwendbarkeit des Variometers für unsere Begriffe äußerst fragwürdig.

Das Nieuport-Jagdflugzeug.

(Avion de chasse Nieuport, Type 17.)

Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin u. 's-Gravenhage.

(Hierzu Tafel XIII.)

(Fortsetzung aus Heft 11/12 und 19/20.)

Konstruktion der Tragdecks.

Das obere Flügelpaar stößt mit den beiden inneren Spieren aneinander. Die Verbindung geschieht mittels der auf den Holmen sitzenden Kupplungsbeschlägen (I und V). Die beiden Hinterholmen ruhen auf einem \wedge -förmig gestalteten Bock, der sich bei Spant V über den Rumpf erhebt, während die beiden Vorderholme von einem Strebenpaar getragen werden, das unmittelbar hinter der Stirnplatte des Rumpfes emporragt, wobei die gegen die Rückseite der Vorderholme befestigten kastenförmigen Beschläge (II) über die freien Kopfenden der Streben gestülpt werden.

Die unteren Flügel werden in der bereits besprochenen und in der in Fig. 2 veranschaulichten Weise am unteren Rumpfknotenpunkt des Spantes V befestigt.

Da die Profiltiefe der unteren Tragdecks nur etwa $\frac{3}{5}$ der Tiefe der oberen Flügel beträgt und der vor dem Holm sich erstreckende Teil des unteren Flügels wiederum noch nicht $\frac{1}{3}$ der gesamten Flügeltiefe ausmacht, ergibt sich eine starke Staffelung der Tragdecks (685 mm). Der Abstand zwischen den Flügeln beträgt 1075 mm, von Oberkante Holm des unteren Flügels bis Unterkante Hinterholm des oberen Flügels gerechnet, die Pfeilstellung 3° (bei einigen Flugzeugen des gleichen Typs 4°). Die Aufrichtung der Flügel beträgt bei dem von mir vermessenen Flugzeug 3° für die unteren, $\frac{1}{2}$ ° für die oberen Tragdecks.

Die Anstellwinkel variieren begreiflicherweise. Bei einer Maschine mit guten Flugeigenschaften betrug der Anstellwinkel des unteren Tragdecks am Rumpf gemessen 3°, an den Flügelen 2°. Bei dem oberen Flügel wies die Spiere III einen Anstellwinkel von 4°, auf die Spiere VII einen solchen von 2°, abnehmend auf 1° für die Spiere XI.

Von den Verspannungskabeln abgesehen, erfolgt die Absteifung der beiden Flügel außen nur durch einen Stiel. Dieser besitzt V-förmige Gestalt. Die beiden mittels Feder und Nut zusammengefügte Schenkel des Stieles, von denen der hintere (kürzere) senkrecht steht, stecken unten in einem gemeinschaftlichen, aus Stahlblech gefertigten Schuh, an dem ein kräftiger Flansch angeschweißt ist.

Auf dem unteren Tragdeckholm sind vier Paßstücke aus Hartholz (Birnbäum) aufgeschraubt und zwar derartig, daß sich an der betreffenden Stelle ein kreisrunder Holmquerschnitt ergibt. Ein zweiteiliges Stahlgußlager umfaßt jene Hartholzpackung und hiermit den Holm. Die beiden Verbindungsbolzen der Lagerschalen fassen gleichzeitig den Flansch des Stielschuhes, der sich in seiner Form der oberen Lagerschale anschmiegt.

Die vorn und hinten an den beiden Lagerschalen vorgesehenen Ohren sind dem Verlauf der Verspannungskabel entsprechend schräg abgestochen. Die Verbindungsbolzen fassen zwischen den Schalen gleichzeitig das eine Auge der Spannschloßschraube, das gleichfalls der Neigung gemäß schräg gebohrt ist. Die Lagerschalen sind auf der Innenseite mit eingedrehten scharfkantigen Rillen versehen, womit sich die Schalen nach Anziehen der Bolzenmuttern fest in die Hart-

¹⁾ A. Bestelmeyer, Physik, ZS 11, S. 763, 1910.

holzpackung eindrücken und eine unverrückbare Verbindung zwischen Tragdeckholm und Stiel ergeben. Nach Lockern der Muttern läßt sich der Holm und hiermit das ganze Tragdeck bei gleichzeitiger Lockerung des Querrohres des Spantes V beliebig drehen bzw. einstellen. Wird nur die Holm-Stiel-Verbindung gelockert, während die Verbindung des Holmes mit dem Rumpf bzw. das Querrohr fest angezogen bleibt, so läßt sich das ganze Tragdeck um seinen Holm in einfacher Weise leicht verwinden, womit die Einstellung des Flügelendes unter einem geringeren Winkel möglich ist, als ihn der dem Rumpf zugekehrte Teil aufweist.

Zwecks Erzielung einer möglichst wirbelfreien Luftdurchdringung und Vermeidung des Zutritts von Regenwasser wird nach erfolgter Montage die Stielverbindung auf der oberen Tragdeckseite mittels einer zweiteiligen Kappe aus Aluminiumblech verdeckt. Die Sicherung der beiden Teile erfolgt durch eine Stahldrahtfeder, deren zugespitzte Enden durch entsprechend vorgesehene Löcher in der Aluminiumbekleidung und dem Stielschuh einschnappen.

Auf der unteren Seite des Tragdecks deckt eine aus Aluminiumblech gedrückte Schale die Verbindungsstelle zu. Die Befestigung geschieht durch eine kleine Schraube mit Sechskantkopf, die sich in der unteren Lagerschale einschraubt. Die beiden Perspektiv-Federzeichnungen (Figur 4 und 5) mögen die gegebene Beschreibung noch näher erläutern. Die Verbindung der oberen Stielenden mit den beiden Holmen des oberen Tragdecks wird in einem der nächsten Hefte an Hand einer Tafel der Tragdeckdetails besprochen und durch Skizzen veranschaulicht werden.

Das obere Tragdeck.

Der Vorderholm liegt auffallend nahe hinter der eintretenden Kante, wodurch sich, dem oben stark gewölbten Profil des Flügels entsprechend, die starke Abschrägung der Holmoberkante ergibt. Das Profil des Holmes bleibt, von der Zuspitzung des äußersten Endes abgesehen, über die ganze Länge das gleiche.

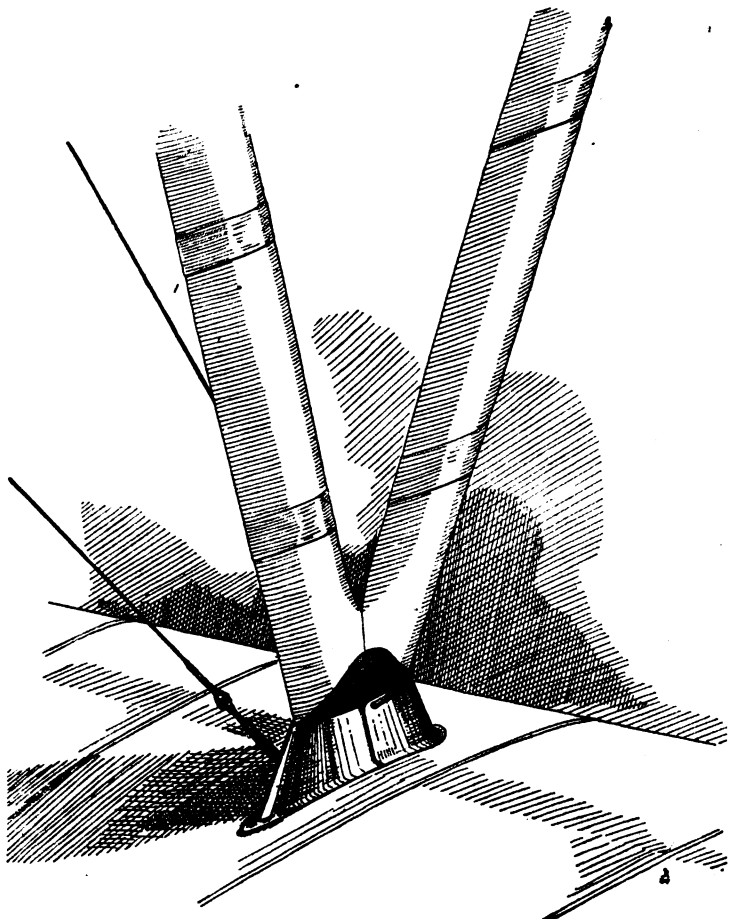


Fig. 4. Verbindung des V-förmigen Tragdeckstieles mit dem unteren Flügel.

Für den Hinterholm dagegen gilt dies nur für die vordere Hälfte. Die hintere Hälfte dieses Holms verstärkt sich im Profil auf der oberen und unteren Seite um 4 mm, und zwar gilt dies für den Teil außerhalb der Spiere VII. Auf diese Weise wird einerseits ein glattes Abschließen der 4 mm starken Ober- und Untergurte der Spieren VIII bis inkl. XI, die nur bis zu der erhöhten Holmkante laufen, erzielt, andererseits ein glatter Übergang und Raum für die Lagerung der Verwindungsflosse geschaffen.

Die Holme des oberen Tragdecks sind wie der Holm des unteren Flügels als Kastenholme ausgebildet. Jeder Holm besteht aus zwei durch Feder und Nut zusammengefügte Hälften. Die Verbindung geschieht mittels Kasein-Kaltleim. Die Holme sind innen ausgefräst, nur an den Stellen, wo die Bolzen für die Diagonalverspannung sitzen und an den beiden Enden, bleibt volles Holz stehen.

Dort, wo die Beschläge (IV und VI) zur Befestigung des Tragdeckstieles um die Holme greifen, wird in dem durch die Ausfräsung entstandenen Hohlraum ein genau passendes Futter eingesetzt.

Diese Futter, die, wie gesagt, den Hohlraum genau ausfüllen, bestehen aus Sprucestäben von rechteckigem Querschnitt, auf denen vorn und hinten 7 mm starke Backenleisten aus Esche aufgeleimt sind.

Die so entstehenden Paßstücke sind mit der Bandsäge nach innen zu schräg aufgesägt. Es wird auf diese Weise ein allmählicher Übergang des vollen zum hohlen Holmquerschnitt erzielt, der die freien Schwingungen des Holmes nicht be-

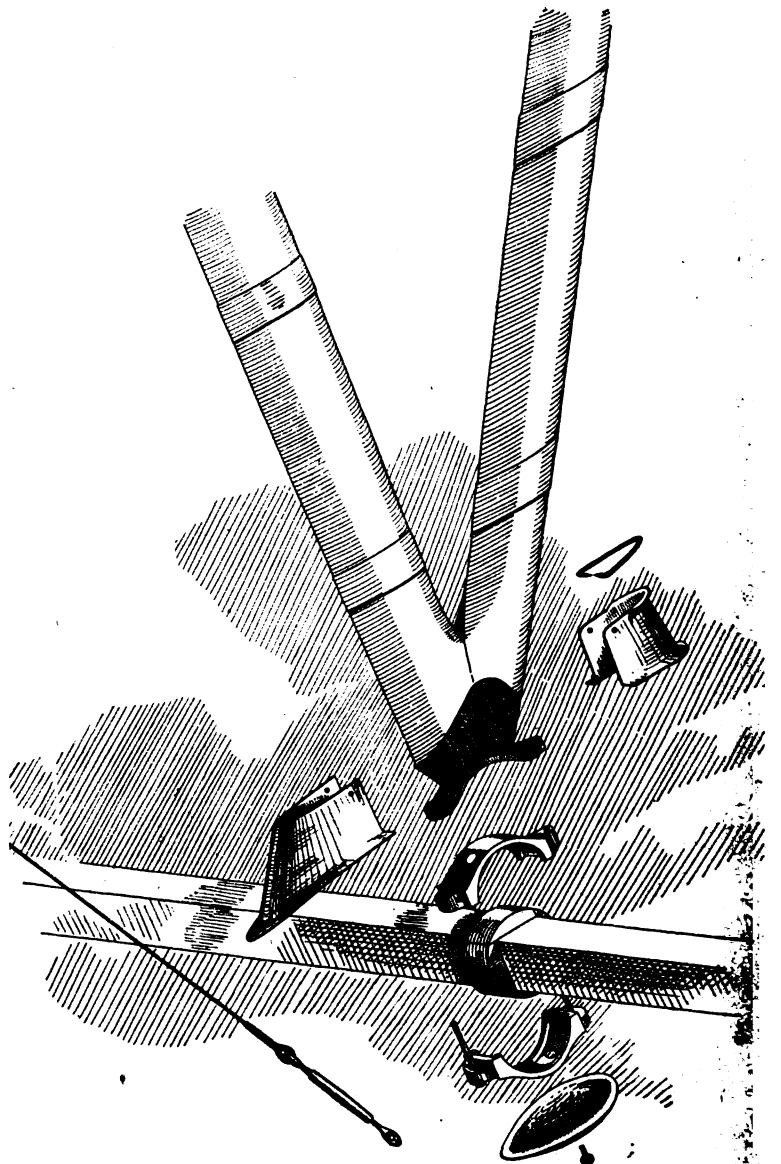


Fig. 5. Details der einstellbaren Befestigung des Stieles mit dem Holm des unteren Flügels.

hindert, wodurch die Gefahr des Bruches, die bei zu starren Versteifungen auftreten kann, vermieden wird. Die schräge Einsägung geht in einen gradlinigen, 30 mm langen, 3 mm breiten Einschnitt über. Diese gradlinigen Einschnitte dienen zur Aufnahme der vertikalen Sperrholzstege, die durch die Mitte der Holme hindurchlaufen. Wo diese Stege aus mehreren Teilen zusammengesetzt sind, werden die Stoßfugen zweckdienlich nicht in die Hohlräume der Holme, sondern in den Stellen, wo volles Holz stehen bleibt, gelegt.

Die Federn und Nute in den Holmhälften gehen an den Rumpfen glatt durch, an den Holmaußenenden dagegen reichen sie nur soweit die Sperrholzstege gehen. Die Holzflächen werden vor dem Verleimen mittels eines Kratzeisens leicht geraut, was der besseren Verbindung der Leimfugen zugute kommt.

Zu der Konstruktion der Spieren ist zu bemerken, daß die Stege der einfachen Spieren sowohl des oberen wie des unteren Flügels 1 mm tief in die Ober- und Untergurte eingelassen sind. Die Verbindung der Gurte mit den Stegen erfolgt nur durch 1 mm starke Stahlstifte und nicht durch Verleimung. Die Gurte der Spieren I, II, VII, IX des oberen Tragdecks sowie der Spiere I des unteren Flügels sitzen flach auf den Flanken auf. Sämtliche Spierengurte sind aus Esche hergestellt mit Ausnahme der Gurte der Spiere IV des oberen Flügels, für die Spruce genommen ist. Diese Gurte sind zwischen den beiden Holmen 12 mm, die beiden über die Holme greifenden Enden dagegen nur 4 mm stark. Die Flanken dieser Spiere bestehen aus 3,5 mm Gabunsperrholz. Dieselben erhalten keine Aussparungen, nur an den Stellen, wo die Verspannungsdrähte durchgehen, sind Löcher von 30 mm Durchmesser vorgesehen. Die Flanken der Kastenspieren VII und IX erhalten je drei Aussparungen, wie die Stege der einfachen Spieren. Bei der Spiere II (oberes Deck) fällt in der äußeren Flanke die hinterste Aussparung fort, dafür weist das dort gegen die Flanke sitzende keilförmige Brettchen eine Aussparung auf.

Die eigenartige Gestaltung der Spiere I des oberen Flügels hängt mit dem Einbau des früher bei diesem Typ vielfach gebrauchten automatischen Lewisgewehres zusammen. Durch das nach außen Verspringen des hinteren Stegteiles entsteht beim Zusammenstoßen der beiden Flügel eine Öffnung, die Raum für den zusammenklappbaren Bock des oben auf den oberen Flügeln montierten Gewehres bietet. Erst später wurde das automatische Lewisgewehr durch das unmittelbar auf dem Rumpf angebrachte Vickers-M.-G. ersetzt. Auf die Bewaffnung wird später noch näher eingegangen werden.

Die Befestigung der Gurte auf den Holmen sowie auf der vorderen und hinteren Leiste geschieht durch kleine Flachkopf-Messingschrauben. Die Schrauben sind oben und unten gegeneinander versetzt.

Die Verbindungsstellen der Gurte mit den Leisten werden durch Leinwandstreifen überklebt. Dasselbe gilt für die übrigen Verbindungsstellen. Auf der Zeichnung sind dieselben durch Schraffierung kenntlich gemacht.

Zwischen der Vorderleiste und dem Vorderholm des oberen Flügels sitzt bei sämtlichen Spieren nur ein einfacher, 5 mm starker Steg. Zwischen den Spieren der beiden Flügel sind noch sog. falsche Spieren aus 0,85 mm starkem Aluminiumblech angebracht. Diese Spieren besitzen \square -förmigen Querschnitt. Sie sitzen nur auf der oberen Seite der Tragdecks und sollen ein Einbeulen der Stoffbespannung zwischen den Spieren verhüten. Da die Oberkante dieser falschen Spieren genau der Oberkante des Flügelprofils folgt, sind die auf die Holme genagelten hinteren Enden dieser falschen Spieren mit kleinen Leistchen aus Hartholz unterlegt. Diese Leistchen schließen vorne genau mit Holmvorderkante ab, sie sind hier 4 mm stark. Auf dem Vorderholm des oberen Flügels sind diese Leistchen hinten scharf abgeflacht. Sie schneiden hier, wie auch die falschen Spieren, mit der Hinterkante des Holmes glatt ab. Das hintere Ende der falschen Spieren ist hier messerscharf abgefeilt.

Beim unteren Flügel ragen die falschen Spieren und Holzleistchen noch ein Stück über Holmhinterkante hinaus.

Die Spiere I des unteren Flügels ist so gestaltet, daß sie sich der Wölbung des Flugzeugrumpfes genau anschließt.

Die Verwindungsklappe wird beim Nicuport-Jäger durch eine Welle und ein System von Hebeln und Zug- bzw. Druckstangen betätigt.

Die Welle besteht aus einem Duraluminrohr, das hinter dem Hinterholm entlangläuft. Diese Welle ist dreifach gelagert, und zwar in zwei Hartholzlagern bei den Spieren IX und XI und in dem hintersten Teil des Steges der Spiere II, der aus Ahorn und 10 mm stark ist. Durch die Stege der Spieren III bis VII geht die 30 mm äußeren Durchmesser besitzende Welle also frei hindurch. Zu diesem Zwecke sind Löcher von 35 mm Durchmesser in den Stegen vorgesehen. Die Stege erhalten an dieser Stelle außen Plättchen aus 3 mm Sperrholz aufgenagelt.

Auf die Befestigung der Spieren der Verwindungsklappe mit der Welle komme ich noch näher zurück.

Die Verwindungsklappe erhält vorne eine Abschlußleiste aus Spruce, die das Duraluminrohr zur Hälfte umgibt. Die Leiste ist hinten auf Wellendurchmesser ausgefräst. Diese Ausfräsung erweitert sich an den Stellen, wo die Verbindungsmuffen der Spieren sitzen.

An der Stelle, an der auf dem hinteren Holm der Stielbeschlag sitzt, ist die Leiste auf der vorderen Seite schräg ausgestochen, damit die Klappe an dieser Stelle an den den Beschlag sichernden Keil sowie an den hinten auf dem Beschlag hervorstehenden Bolzen nebst Mutter frei vorüberdrehen kann. Am äußeren Bolzen der Diagonalverspannung wird die Leiste gleichfalls wegen der dort sitzenden Mutter etwas ausgestochen.

Im äußeren Ende der Welle ist ein Hartholzpflöck getrieben. Der aus dem Rohr vorstehende Teil dieses Pflöckes wird, wie das äußere Ende der Abschlußleiste, abgeschragt und mit dem Bügel der Klappe durch Zapfen und Nut verbunden. Von außen wird in dieser Verbindungsstelle noch eine 5 mm starke Holzschraube eingeschraubt.

Um ein leichtes Funktionieren der Verwindungsklappe zu erzielen und um zu vermeiden, daß die innere \square -förmige Spiere gegen die Außenseite der Spiere VII scheuert, ist auf letztere ein 7 mm starkes Plättchen aus Birnbaumholz aufgenietet. Zwecks besseren Halts für die Niete ist dazu auf der Innenseite des Steges der Spiere VII ein 4 mm starkes Plättchen aus Gabunsperrholz (dreifach) angebracht. Als Niete werden 2 mm starke Kupferstifte verwandt, die vor dem Vernieten kleine kupferne Unterlagenscheiben (7 mm Durchmesser, 0,6 mm stark) erhalten. Das äußere Birnbaumplättchen schneidet oben und unten mit den Gurten der Spiere VII glatt ab.

Der auf dem inneren Ende der Welle montierte Hebel greift um den Hinterholm herum. Die Welle (VIII) erhält an dieser Stelle eine Stahlrohrmuffe aufgesetzt. Die Befestigung des Hebels erfolgt mittels eines konischen, mit Gewinde und Mutter versehenen Stiftes.

Die auf den beiden Holmen montierten Beschläge I und V sind auf Blechstärke in dem Holz eingelassen. Neben den Bolzen geschieht die Verbindung mit dem Holm durch 4 mm Stahlnieten.

Die Stielbeschläge werden wegen den hier angreifenden Verspannungskabeln durch auf Vorder- und Hinterseite der Holme aufgeleimte (und genagelte) keilförmige Brettchen gegen Zug (Verschiebung) gesichert. Zu diesem Zweck besitzen die Beschläge Kragen, mit denen sie gegen jene Keile anliegen.

Die Spieren des oberen Flügels werden durch ein kräftiges Leinenband, das abwechselnd ober- und unterhalb der Spieren verläuft, in ihrer Lage gesichert, indem das straff gezogene Band mittels kleiner Blaupinnen auf den Spieren festgenagelt wird.

Unteres Tragdeck.

Zur Konstruktion des unteren Tragdecks sei noch folgendes bemerkt: An der Verbindungsstelle des Stieles mit dem Tragdeckholm sind auf letzterem oben und unten Platten aus 3,5 mm starkem Gabunsperrholz aufgeschraubt, die als Auflage für die Aluminiumblech-Verkleidung des Stielschuhes dienen. Diese Platten erhalten Ausschnitte, die mit der äußeren Kontur der zweiteiligen Stahlgußmuffe übereinstimmen, die an dieser Stelle um den Holm faßt und von der bereits die Rede war. Die Sperrholzplatten sind dem Flügelprofil ent-

sprechend gewölbt. In der oberen Platte sind weiter zwei kreisrunde Löcher angebracht, über denen auf der oberen Seite der Platte zwei Gummischeiben geklebt werden. Nach Bespannung des Flügels werden diese Löcher, die von dem Bespannungsstoff nicht zugedeckt werden, von flachen Messingringen (äußerer Durchmesser 55 mm, Lochdurchmesser 39 mm), die oben auf die Bespannung gelegt werden, eingefasst. Die Ringe werden mittels acht kleiner Messingstifte auf den Platten aufgenagelt, die unteren Enden umgeschlagen. — In den Gummischeiben sind nun kleine Löcher gemacht, durch welche die hier aus dem Flügel hervorragenden Spannschlösser der an dieser Stelle an dem Holm angreifenden Verspannungskabel hindurchgehen. Auf diese Weise wird eine wasserdichte Abschließung dieser Stellen erzielt.

Wie aus der Tafel ersichtlich, wird das obere Tragdeck durch 2 und 3 mm starke Stahldrähte in sich verspannt. Die vorderen Verspannungsbolzen sitzen auf Mitte Hinterseite des Vorderholmes, die hinteren Bolzen dagegen auf 25 mm von der oberen Vorderkante des Hinterholmes, damit die Drähte innerhalb des Flügelprofils bleiben.

Die Augenbolzen erhalten 3,5 mm starke Unterlagscheiben, die wo nötig etwas befeilt werden, damit sie mit ihrem Rand nicht über den Holm hervorstehen.

Der äußere Abschlußbügel (Esche) des oberen Flügels wird von zwei 8 mm starken Pappelbrettchen abgesteift. Sie stützen sich in den äußeren Ecken der Spiere XI sowie gegen eine kleine Leiste, die auf der inneren Seite des Abschlußbügels genagelt ist.

Der Abschlußbügel des oberen Flügels folgt der Mittellinie des Tragdeckprofils. Sein Querschnitt geht nach vorne allmählich in den der vorderen Flügelleiste über.

Der Abschlußbügel des unteren Flügels dagegen folgt der Profilerkante. Die außerhalb der äußeren Spiere der beiden Flügel reichenden Holmenden sind dem Verlauf dieser Bügel entsprechend abgeseigt.

Um ein bequemeres Ein- und Aussteigen des Führers zu gestatten, gehen die Spieren I und II des oberen Flügels nicht bis hinten durch. Der Abschluß wird hier durch einen Bügel aus Eschenholz hergestellt, der zwecks Gewichtersparnis Aushöhungen aufweist.

Die Stoffbespannung der beiden Flügel erfolgt in der üblichen Weise. Zur Befestigung an den äußeren Konturen der Tragdecks werden kleine prismatisch gestaltete Blaupinnen mit flachem Kopf, sog. Tapeziererstifte, verwandt (Länge 6, Kopfdurchmesser 3,5 mm). Die hierbei durch die Überlappung der oberen und unteren Stoffbekleidung entstehenden Ränder werden in ähnlicher Weise wie bei der Steuer- und Dämpfungsflosse mit einem breiten, an den Rändern gezackten Stoffstreifen überklebt.

Die Bespannung wird weiter gegen die Ober- und Untergurten der Tragdeckspieren genagelt. Hier wird eine kräftige, 6 mm breite Leinwandlitze untergelegt, auf deren Mitte die Stifte zu sitzen kommen. Hierfür werden nur 1 mm starke Messingstifte (Länge 12 mm) verwandt.

Die Öffnung bei dem Hebel VIII der Verwindungsklappe, die selbstverständlich freibleibt, wird ebenfalls oben und unten mit Litze eingefasst.

Das Feld zwischen der Spiere I und II des oberen Flügels wird, um dem Führer einen freieren Blick nach oben zu ermöglichen, nicht mit Stoff, sondern oben und unten mit einer 0,5 mm starken Cellonplatte zugedeckt, und zwar reicht das Cellon vorne bis auf Mitte des Vorderholms. Um eine glatte Wölbung des weniger schmiegsamen Cellons zu erzielen und Einbeulungen zu verhindern, sind hier zwischen den Spieren zwei kleine Querstege (A und B) eingefügt. Die Verbindung dieser Stege mit der Spiere II erfolgt oben und unten durch kleine Streifen Duralumin und vier Messingschraubchen. Das Cellon wird oben und unten auf diesen Querstegen unter Auflegung von Litze ebenfalls mit Messingstiften befestigt. Der Raum zwischen Vorderholm und eintretende Kante wird mit einem 0,5 mm starken Duraluminblech bekleidet, das in einem Stück vorne um die Vorderleiste gebogen wird.

Hinten sind nahe der austretenden Kante der Tragdecks (50 mm vom hinteren Rande entfernt) und auf 25 mm Entfernung von der Außenseite jeder Spiere kleine Schuhösen in der Bespannung angebracht.

Außerhalb der Spiere VII des oberen Flügels reicht die Stoffbespannung oben und unten über die hintere Seite des Hinterholmes hinaus. Die Bespannung ist hier doppelt genommen. Die 33 mm über den Hinterholm hervorstehenden 20 Blattfedern (je 10 oben und unten) sind in den Stoff eingnäht, das freie Ende der Federn überdies noch eingestept. Zwischen den Federn verläuft die hintere Stoffkante in leichtem Bogen. Die Verwindungsklappe sitzt zwischen diesen beiden durch die Federn elastisch gestalteten Überlappungen. Es wird auf diese Weise ein einwandfreier Übergang der an Tragdeck und Verwindungsklappe entlangströmenden Luft erzielt.

Die fertig bespannten Flügel sind wie die Rumpfbekleidung, Steuer- und Dämpfungsflossen mit Cellonlack bespritzt, dem Aluminiumfarbe zugesetzt ist.

Einzelheiten werden an Hand der nächsten Tafel (Tragdeckdetails) besprochen werden.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: Letzter Tag der Einspruchsfrist.)

42k. 12. S. 42668. Signal-Gesellschaft m. b. H., Kiel. Abdämpfung der plötzlichen Drucksteigerungen in Druckmessern. A. 4. 7. 14. E. 26. 1. 18.

420. 13. M. 61094. Wilhelm Morell, Leipzig, Apelstr. 4. Venturirühr für Geschwindigkeitsmessungen von Gasen. A. 26. 3. 17. E. 26. 1. 18.

42c. 20. M. 56587. Hans Mairich, Gotha. Meßvorrichtung für Brennstoffe, besonders für Explosionskraftmaschinen. A. 17. 6. 14. E. 29. 1. 18.

46b. 13. S. 43702. Gebrüder Sulzer, Akt.-Ges., Winterthur, Schweiz; Vertr.: A. du Bois-Reymond, Max Wagner u. G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW 11. Vorrichtung zur Regelung von Verbrennungskraftmaschinen auf Fahrzeugen. A. 23. 3. 15. E. 6. 2. 18.

46c. 20. M. 60273. Alfred Meister, Berlin-Schöneberg, Rubensstraße 35. Kühler, insbesondere für Flugzeugmotoren. A. 22. 9. 10. E. 13. 2. 18.

77h. 5. B. 82228. Albrecht Baum, Wiesbaden, Wilhelminenstraße 4. Flugzeug. A. 15. 8. 16. E. 3. 2. 18.

77h. 9. B. 77529. Ernst Bielefeld, Wilhelmshaven. Wasserflugzeug mit über dem Hinterteil des Bootes gelagerten Propeller. A. 23. 5. 14. E. 13. 2. 18.

77h. 15. L. 42656. Walter Lentz, Bremen, Baumstr. 52. Fallgeschöß für Luftfahrzeuge. A. 19. 10. 14. E. 13. 2. 18.

77h. 5. B. 74544. Bernard de Beer, Amsterdam. Vertr.: R. Specht, Pat.-Anw., Hamburg 1. Flugzeug, bei dem die Tragflächen gemeinsam mit dem Höhensteuer verstellbar werden können. A. 3. 11. 13. Frankreich A. 11. 11. 12. E. 6. 2. 18.

77h. 15. K. 61263. Johs. Klee, Hamburg, Kaiser-Wilhelmstraße 67. Bombenabwurfvorrichtung. A. 4. 10. 15. E. 24. 1. 18.

77h. 5. W. 48283. Alfred Woide, Berlin-Baumschulenweg, Baumschulenstr. 32. Feststellvorrichtung für Flugzeugsteuerungen. A. 17. 8. 10. E. 26. 1. 18.

77h. 5. W. 49374. Karl Willems, Saarlouis, Lothr. Gleichgewichtsregler für Flugzeuge. A. 7. 6. 17. E. 26. 1. 18.

Patenterteilungen.

42c. 36. 303200. Fa. C. Plath, Hamburg. Peilvorrichtung für Peilscheiben, Peilkompass usw. 28. 3. 16. P. 34706.

42h. 10. 303030. Hartmann & Braun, Akt.-Ges., Frankfurt a. M. Kopfhalter für Fernrohre, Zielvorrichtungen und Lupen. 27. 1. 17. H. 71630.

42k. 29. 303049. Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft, Berlin. Prüfstand für Zahnradgetriebe. 24. 4. 17. A. 29267.

42k. 7. 303401. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Insbesondere für Drähte und Seile bestimmter Zugspannungsmesser. 20. 1. 17. L. 44937.

46b. 11. 302998. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Stellzeug zur Regelung eines aus mehreren Einzelmotoren bzw. Motorgruppen bestehenden Antriebes. 10. 2. 15. D. 31572.

46b. 2. 303068. Fritz Gockerell, Klemensstr. 4, und Michael Lochner, Germaniast. 4, München. Ringschiebersteuerung für Explosionskraftmaschinen mit kreisenden Zylindern. 17. 6. 14. G. 41932.

46c. 6. 303404. Kurt Lissau, Hohen-Neuendorf a. d. Nordbahn. Zweidüsenvergaser. 19. 3. 14. L. 41695.

46d, II. 302978. Friedrich Kuers, Berlin-Tegel, Egellsstr. 63. Kühlvorrichtung für heißes Kühlwasser von Verbrennungskraftmaschinen. 23. 2. 17. K. 63736.

77h. 671977. Robert Maaßen, Aachen, Paulusstr. 17. Zwischen zwei Ballons gespanntes Drahtnetz zur Abwehr feindlicher Flieger. 7. 8. 17. M. 57391.

77h, 5. 303117. Othmar Marxer, Attenhausen, Post Krumbach, Schwaben. Flugzeug mit am Hinterrade der Tragfläche angeordneten, quer zur Längsachse von außen nach innen geneigten Teilflächen. 3. 12. 13. M. 54450.

Bücher-Besprechungen.

Bei der Redaktion eingegangene Bücher, Brochüren etc.:

Uhlands Ingenieur-Kalender 1918, 44. Jahrg., bearbeitet von F. Wilke, Ingenieur in Leipzig. Verlag Alfred Kröner, Leipzig, in zwei Teilen: I. Taschenbuch, IV und 208 Seiten nebst Kalender und Notizblätter. II. Für den Konstruktionstisch, IV und 440 Seiten. Kl. 8°. Preis in Leinenband M. 4.

Das neue Jahrbuch des bekannten Ingenieur-Kalenders (vgl. diese Zeitschrift 1916, Heft 21/22, Seite 158 und 1915, Heft 23/24, Seite 188) ist zwar der Seitenzahl nach vermindert, aber sachlich an vielen Stellen umgearbeitet und ergänzt worden, vor allem in den Tabellen des reichhaltigen Taschenbuches. E.

Störungen an Betriebsmaschinen mit besonderer Rücksichtnahme auf die Behandlung derselben für Industrielle, Werkmeister, Monteure, Maschinenführer, Heizer u. dgl. Von Ludwig Hammel, Zivil-Ingenieur. Oktav 125 S. mit 69 Abbildungen. Akademisch-Technischer Verlag Johann Hammel, Frankfurt a. M.-West. Preis in Leinwand geb. M. 4.

Das vorliegende Buch ist für in der Praxis stehende Fachleute, wie Maschinenmeister, Monteure, Heizer u. dgl. geschrieben und befaßt sich in der Hauptsache mit Störungen und Ausbesserungen an Betriebsmaschinen und Apparaten, wie Dampfkesseln, Dampfmaschinen, Verbrennungskraftmaschinen, Kompressoren, Pumpen usw.

Mit Rücksicht auf die den betr. Störungen vielfach vorausgehenden unsachgemäßen Behandlungen hat der Verfasser bei der Bearbeitung auf die richtige Behandlung und Wartung der Maschinen hingewiesen. Ebenso wie sich Störungen erkennen und durch geeignete Eingriffe rechtzeitig beschränken bzw. vermeiden lassen.

Das Buch kann den in Frage kommenden Fachleuten empfohlen werden.

„Hadef“-Hebezeuge. Herausgegeben von Heinrich de Fries. G. m. b. H., Düsseldorf, Berlin, Wien und Brüssel. Gr. Okt. 310 S. mit vielen Abbildungen, Zeichnungen und Tabellen.

Das Buch ist ein mustergültiger Katalog mit einem Anhang, enthaltend Berechnungstabellen, Frachttabellen usw. A. V.

Deutsches Museum, München. Verwaltungsbericht über das 13. Geschäftsjahr. Verlag R. Oldenbourg, München. F. 48 S. mit einer Abbildung des Neubaus des Deutschen Museums. (Fliegeraufnahme.)

Technische Abende im Zentralinstitut für Erziehung und Unterricht. Fünftes Heft: Über die Beziehungen der künstlerischen und technischen Probleme. Von Prof. Peter Behrens. Okt. 26 S. mit 4 Abbildungen. Preis geheftet M. 0,60. Verlag Ernst Siegfried Mittler & Sohn, Berlin.

Achtes Heft: Technik und Volkserziehung. Von Th. Bäuerle, Seminaroberlehrer in Backnang. Okt. 25 S. Preis geheftet M. 0,50.

Technische Monatshefte. Herausgegeben von Hans Günther. Francksche Verlagshandlung, Stuttgart. Gr. Okt. 39 S. pro Heft mit vielen Abbildungen. Erscheint monatlich. Preis pro Jahr M. 12.

Diese populär geschriebene, technisch-wissenschaftliche Zeitschrift umfaßt alle Gebiete der Technik und gibt einen Überblick über die Fortschritte. Die Aufsätze sind meist illustriert, leicht verständlich und interessant geschrieben. A. V.

Betriebsstörungen am Flugmotor. Von E. Schumann, Ingenieur und Lehrer bei der Marine-Landflieger-Abteilung. M. Kravn, Verlagsbuchhandlung für technische Literatur, Berlin W 10. 3. Auflage. Okt. 34 S. mit 2 Tabellen. Preis geb. M. 1,50.

Jahrbuch der Technik. III. Jahrgang. Herausgegeben von Hans Günther. Gr. Okt. 376 S. mit vielen Abbildungen. Francksche Verlagshandlung, Stuttgart. Preis geheftet M. 5.

Dieses Buch ist für Laien geschrieben, daher leicht verständlich für jedermann. Aber auch der Fachmann wird das Buch mit Interesse lesen, weil es einen Überblick über die Entwicklung der Technik gibt und fast alle Gebiete berücksichtigt sind, auch die Luftfahrt, ja sogar die Raumfahrt, d. h. die Fahrt in den Weltraum. Die Ausstattung des Buches ist unter Berücksichtigung der Kriegsverhältnisse sehr gut und eignet sich daher das Buch besonders zu Geschenken für jung und alt. A. V.

Das neue Deutsche Postrecht, enthaltend Postordnung für das Deutsche Reich vom 28. Juli 1917 mit erläuternden Anmerkungen sowie Gesetz über das Postwesen des Deutschen Reiches nebst der Postnovelle erläutert durch die Rechtsprechung bis in die jüngste Zeit, beide Ausgaben mit einem ausführlichen Sachregister und einem Tabellenanhang über das Postgebührenwesen von Dr. jur. R. H. Roeder. Kl. Okt. 213 S. Preis geb. M. 4. Industrieverlag Spaeth & Linde, Berlin C 2.

Die neue Postordnung, welche die seit 16 Jahren geltende am 1. Oktober außer Kurs gesetzt hat, bringt viele Neuerungen, z. B. im Zeitungswesen, auf dem Gebiete der Geschäftspapiere, des Frankierungszwanges, der Behandlung von Postaufträgen, postlagernden und unbestellbaren Sendungen usw. Außerdem hat die Post-, Telephon- und Telegraphengebühr durch das Gesetz vom 21. Juli 1916 bekanntlich eine Verteuerung erfahren. Dem Buche ist ein erschöpfendes Tabellarium über die verschiedenen Postgebührensätze beigefügt, so daß sich jedermann, der eine Frage in dieser Hinsicht und auch in bezug auf die Postbeförderung zu stellen hat, sofort durch einen schnellen Überblick darüber vergewissern kann. Der Verkehr mit der Post bringt aber auch Rechtsfragen mit sich, insonderheit für Verluste und Beschädigung der Sendungen usw., deshalb hat der Verfasser das Postgesetz durch die Spruchsätze der Rechtsprechung erläutert. (Erkenntnisse des Reichsgerichts.)

Grundriß der allgemeinen Chemie. Von W. Ostwald. 5. Aufl. 1917. Gr. Okt. 647 S. mit 69 Textabbildungen. Verlag Theodor Steinkopf, Dresden und Leipzig. Preis geh. M. 24,--- geb. M. 25,50.

Das Werk ist in sieben Bücher und diese wieder in Kapitel eingeteilt und enthält auf verhältnismäßig knappem Raum ein bedeutendes Wissen nach den neuesten Forschungen. Im ersten Buch »Die Stoffe« wird zunächst das Gebiet der Chemie umschrieben, dann die Erhaltungsgesetze, das Gewicht, Messung und Wägung, absolutes und relatives Gewicht, Erhaltung des Gewichts, die Arbeit und Erhaltung der Arbeit, die Maße. Ferner die Bewegungsenergie und Erhaltung der Energie. Im zweiten Kapitel »Die Fermente, Gase« werden die Gasgesetze, die absolute Temperatur, Druck und Temperatur, die Volumenenergie und anschließend die Wärmeerscheinungen, Spezifische Wärme, Erhaltung der Wärme, Isotherme Arbeit eines Gases, Dichte und Volumen der Gase besprochen. Es folgen das Molargewicht, Messung der Gasdichte und Abweichungen vom Gasgesetz. Das nächste Kapitel behandelt die Flüssigkeiten und den zweiten Hauptsatz der Energetik. Das fünfte Kapitel die festen Körper. Das zweite Buch »Stöchiometrie« behandelt die Äquivalente und Verbindungsgewichte, das Gesetz von Gay-Lussac, verdünnte Lösungen, die chemische Konstitution, Theorie der chemischen Verbindungen, die Stereochemie, das periodische Gesetz. Das dritte Buch »Chemische Thermodynamik« enthält die Thermochemie, Thermochemische Methoden und Gleichungen, Messung der spezifischen Wärme; ferner chemische Kinetik, die chemischen Gleichgewichte erster bis dritter und höherer Ordnung. Das vierte Buch »Elektrochemie« behandelt die elektrolytische Leitung, die Ionen, ihre Zusammensetzung und Entstehung, elektrische Gleichgewichte, Voltasche Kette, Elektrolyse und Polarisierung, den elektrischen Akkumulator. Im fünften Buch »Der kolloide Zustand« wird die Theorie der Oberflächeneigenschaften, der kapillare Druck, dispere Gebilde und deren Trennung, die Brownsche Molekularbewegung behandelt. Im sechsten Buch »Photochemie« wird besprochen: Die strahlende Energie, die chemische Wirkung des Lichtes, die Gasionen und Radioaktivität. Im siebenten Buch »Chemische Verwandtschaft« werden die Gleichgewichts- und Geschwindigkeitskonstanten und ihre Bestimmung nach den verschiedenen Methoden bzw. Verfahren und die stöchiometrischen Beziehungen besprochen. Den Schluß bildet ein sehr ausführliches Namen- und Sachregister.

Das Buch berücksichtigt die neuesten Forschungen auf allen Gebieten der Chemie und ist für Fachleute geschrieben. Die Darstellung ist sehr kurz, dabei klar. Durch die zweckmäßige Einteilung des Stoffes und das ausführliche Sachregister ist das Werk sehr übersichtlich. Dieses Handbuch ist eines der besten neueren Werke über die allgemeine Chemie und sollte in keiner Fachbibliothek fehlen.

Das bergauflaufende Rad, eine populäre Darstellung der Erfindung des Perpetuum mobile. Von H. N. Lechier (Reichl). Nürnberg 1917. Verlagsbuchhandlung für

Lebenswissenschaft, H. Reichl. 8°. 156 Seiten. Mit 13 Abbildungen. Preis geheftet 3 M.

Bagdad, Babylon, Ninive. Von Sven Hedin. Leipzig 1917. F. A. Brockhaus. 8°. 165 Seiten. Mit 26 Abbildungen. Preis geheftet 1.— M.

In diesem neuen Werke Sven Hedins ist vom Kriege und von der Technik nur selten die Rede. Das Büchlein, ein Auszug aus dem gleichnamigen größeren Werke des Verfassers, enthält eine interessante Beschreibung der Reise, die der Verfasser im Jahre 1916, während der Kämpfe um Kut-el-Amara, zu den Stätten uralter Kulturen in Mesopotamien unternahm.

Aufruf der Wörterbuch-Kommission der Kgl. Bayer. Akademie der Wissenschaften.

Sammlung der Soldatensprache.

Wir haben die deutsche Soldatensprache, ihren Reichtum, ihre Treffsicherheit, ihren Witz, gerade während des Krieges als köstlichen Schatz unseres Volkstums kennen und lieben gelernt. Es ist daher nationale Pflicht, diese Sprache jetzt, wo sie am üppigsten grünt und blüht, aufzuzeichnen und ihr Bild so der Zukunft zu erhalten. Die Kgl. Bayer. Akademie der Wissenschaften in München und der Verband deutscher Vereine für Volkskunde haben sich nun, unterstützt von den deutschen Akademien und wissenschaftlichen Gesellschaften, unterstützt auch von hohen militärischen Stellen, nach manchen Vorarbeiten an die Erhebung der Soldatensprache gemacht. So ergeht denn an alle jetzigen und früheren Heeresangehörigen der Ruf, die Sammlung durch Beantwortung des ausgegebenen Fragebogens zu fördern. Aus allen Truppenteilen, von der Front und aus der Heimat, müssen uns Helfer werden! Jeder ist als Mitarbeiter berufen und willkommen! Man verlange Fragebogen und Aufschlüsse von der Kgl. Bayer. Akademie der Wissenschaften, Wörterbuchkommission, München, Neuhauserstr. 51.

Erfolgreiche deutsche Kampfflieger.

Zahl ihrer Luftsiege bis zum 1. Dezember 1917.

Rittmeister Freiherr v. Richthofen *63	†Hauptmann Boelcke . . . *40
†Leutnant Voß *48	†Leutnant Gontermann . *39
	†Oberleutnant Wolff . . . *33

Leutnant Müller Max . . . *31	Vizefeldwebel Thom . . . 13
†Leutnant Almenroeder . *30	Oberleutnant Buddecke *12
†Leutnant Schäfer . . . *30	†Vizefeldwebel Festner . 12
Leutnant Buckler . . . *30	†Leutnant Höhdorf . . . *12
Hauptmann Berthold . . *28	†Vizefeldwebel Mannschott 12
Leutnant Bernert . . . *27	Vizefeldwebel Bäumer . 12
Leutnant Freiherr v. Richthofen *26	†Oberleutnant Kirmaier . 11
Leutnant Wüsthoff . . . *26	†Leutnant v. Keudell . 11
Oberleutnant Dostler (vermißt) *26	†Leutnant Pfeifer . . . 11
Oberleutnant Schleich . *25	†Leutnant Theiller . . . 11
Leutnant v. Bülow . . . *25	†Oberleutnant Berr . . . *10
Oberleutnant Ritter v. Tutschek *23	†Leutnant Mulzer . . . *10
†Leutnant Böhme . . . *23	Leutnant Jakobs . . . *10
Leutnant Bongartz . . . 23	Oberleutnant Schmidt, Otto 10
†Leutnant Adam 21	Leutnant Schlenker . . 10
Leutnant Klein *21	Leutnant Danhuber . . 10
†Leutnant Frankl . . . *19	†Leutnant Brauneck . . . 9
†Leutnant v. Eschwege . 19	†Leutnant Leffers . . . *9
†Leutnant Baldamus . . 18	Leutnant Müller, Hans . 9
Oberleutnant Bethge . . 18	†Leutnant Schulte . . . 9
†Leutnant Wintgens . . *18	†Offizier-Stellvertreter Kosmahl 9
Leutnant Kissenberth . 18	Leutnant Matthaer . . . 9
Leutnant Götsch 17	Oberleutnant v. Döring . 9
Leutnant Heß 17	Vizefeldwebel Altemeier . 9
Oberleutnant Lörzer . . 17	Unteroffizier Jörke . . . 9
Oberleutnant Göring . . 16	Leutnant Anslinger . . . 8
†Leutnant Dossenbach . *15	†Vizefeldwebel Krebs . . 8
†Oberleutnant Immelman *15	†Leutnant Parschau . . *8
†Leutnant Schneider . . 15	†Oberleutnant Schilling . 8
Leutnant Schmidt, Jul. 15	†Leutnant Veltjens . . . 8
Vizefeldwebel Menckhoff 15	Leutnant Runge 8
Leutnant Thuy 15	Leutnant Schobinger . . 8
†Offizier-Stellvertreter Nathanael 14	Oberleutnant Schüz . . . 8
Leutnant Udet 14	Leutnant Quandt 8
Leutnant Kroll 14	Vizefeldwebel Könnecke . 8
†Leutnant Wendelmuth . 14	Leutnant Franke 8
Leutnant Hanstein . . . 13	†Leutnant Hoyer 8
	Leutnant Ray 8
	† gefallen
	* mit dem «Pour le merité» ausgezeichnet.

Geschäftliche Mitteilungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt

Telegrammadresse: Flugwissen

Geschäftsstelle: Berlin-Charlottenburg 2
Joachimsthalerstraße 1, Luftfahrthaus.

Fernsprecher: Amt Steinplatz Nr. 7732.

1. Verspätet erhielten wir die Nachricht, daß unser Mitglied cand. rer. techn. F. M. Mecklenburg, Leutnant d. R. im Dragoner-Regiment «König», kommandiert zur Fliegertruppe, am 21. 9. ds. Js. in Flandern gestorben ist als einer der vielen, die ihr junges, zu den schönsten Hoffnungen berechtigendes Leben dem Vaterland opferten; sein Andenken wird in der Gesellschaft in Ehren gehalten werden.

2. Ernennungen und Auszeichnungen:

In letzter Zeit fanden die folgenden Ernennungen und Beförderungen in unserem Mitgliederkreise statt:

Marinebaumeister Schatzmann, Bremen, unter Versetzung nach Wilhelmshaven zum Marinebaurat;

Ministerialdirektor Dr. F. Schmidt, Berlin, zum Staatsminister der geistlichen und Unterrichtsangelegenheiten, Exzellenz;

Oberleutnant Schwarzenberger, kommandiert zur Inspektion der Fliegertruppen, Berlin, zum Hauptmann ebenda;

Geheimer Ober-Regierungsrat Dr. Tull, Berlin, Vorstandsmitglied, zum Präsidenten des Bezirksausschusses und der Ministerial-Militär- und Baukommission, Berlin.

Ausgezeichnet wurden:

Oberst Oschmann, Abteilungschef im Kgl. Preuß. Kriegsministerium und Vertreter dieser Behörde in unserem Vorstand, mit dem Kronen-Orden II. Kl. mit Schwertern;

Hauptmann von Selasinsky, beim Nachrichten-Kommando einer Bulgarischen Armee, mit dem Osmanischen Eisernen Halbmond (Ergänzung unserer Veröffentlichung im Oktoberheft);

Fregattenkapitän Strasser, Führer der Luftschiffe Ahlhorn und Behördenvertreter in unserem Vorstand, mit dem Orden Pour le Mérite.

3. Personalnotizen:

Dipl.-Ing. Walter Mumm ist aus der Automobil- und Aviatik-A.-G. Leipzig-Heiterblick ausgeschieden und als Prokurist und Chef-Ingenieur in die Mitteldeutschen Flugzeugwerke Leipzig eingetreten;

Dr. Quittner, bisher bei der Militär-Luftschiff-Werkstätte Fischamend bei Wien wurde zur Technischen Anstalt des k. u. k. Fliegerarsenals Wien versetzt.

Die Geschäftsstelle.

