

# **FLUGLEHRE**

**FÜNFTE AUFLAGE**

R. v. MISES

# FLUGLEHRE

VORTRÄGE ÜBER  
THEORIE UND BERECHNUNG DER FLUGZEUGE  
IN ELEMENTARER DARSTELLUNG

IN FÜNFTER AUFLAGE  
NEU BEARBEITET VON

DR.-ING. KURT HOHENEMSER

MIT 210 TEXTABBILDUNGEN



BERLIN  
VERLAG VON JULIUS SPRINGER  
1936

**ALLE RECHTE, INSBESONDERE DAS DER ÜBERSETZUNG  
IN FREMDE SPRACHEN, VORBEHALTEN.**

ISBN-13 : 978-3-642-89333-9 e-ISBN-13 : 978-3-642-91189-7

DOI : 10.1007/978-3-642-91189-7

**COPYRIGHT 1996 BY JULIUS SPRINGER IN BERLIN.**

## Vorwort.

Das kleine Buch, das hier zum fünften Male vor die Öffentlichkeit tritt — nachdem vorher während der Jahre 1916 bis 1918 drei beschränkte Auflagen erschienen sind — ist aus Vorträgen hervorgegangen, die der Verfasser erstmals zu Ostern 1913 vor deutschen Fliegeroffizieren in Berlin, dann im Februar 1916 in einem Kurs zur Heranbildung technischer Offiziere der k. u. k. Luftfahrttruppen gehalten hat. Unter mehrfacher Umarbeitung und mit verschiedenen Ergänzungen wurde von ihm der Gegenstand in der Art dieses Buches in akademischen Vorlesungen, die sich nicht nur an engere Fachkreise wandten, wiederholt behandelt, an der Universität Straßburg 1913, an der Technischen Hochschule Dresden 1919 und an der Universität Berlin 1922 und 1925. Die letzte Umarbeitung des Buches erfolgte für die vierte Auflage unter Mithilfe von Dr. Horst Philipps, jetzt in Frankfurt a. M., im Jahre 1933. Da der Verfasser seither, durch andere Arbeiten stark in Anspruch genommen, den Kontakt mit den Fortschritten des Flugwesens nicht in genügendem Maße aufrechterhalten konnte, wandte er sich an den Mitunterzeichneten mit der Bitte, die Neubearbeitung und Herausgabe der notwendig gewordenen fünften Auflage zu übernehmen.

Die Ausführungen des Buches sind für Leser bestimmt, die, ohne in den einschlägigen Fragen über mehr als gute Schulbildung zu verfügen, aus Beruf oder Neigung die mechanischen Grundlagen kennenzulernen wünschen, auf denen unser heutiges Flugwesen beruht. Es sind daher alle Überlegungen und Untersuchungen fortgeblieben, zu denen höhere mathematische Hilfsmittel erforderlich wären; auch sonst ist an Vorkenntnissen nicht mehr vorausgesetzt, als was an höheren Schulen (in Österreich: Mittelschulen) gelehrt zu werden pflegt. Doch mag vielleicht das Buch auch dem Ingenieur, der sich der Flugtechnik erst zu-

wenden will, als erste Einführung dienen, dem Flieger oder dem im Flugdienst tätigen Praktiker als theoretische Ergänzung zu selbstgewonnenen Anschauungen und Erfahrungen.

In der vorliegenden fünften Auflage sind inhaltlich neu die Abschnitte über Entwurfsunterlagen für Luftschrauben, über den Dieselmotor und ein Kapitel über das Drehflügelflugzeug. Da trotz dieser und einer Reihe von weiteren Ergänzungen, die sämtlich vom Zweitunterzeichneten herrühren, der Umfang des Buches seiner Bestimmung gemäß nicht wachsen sollte, wurden durch Umordnung verschiedener Abschnitte einige Wiederholungen vermieden und die Darstellungen mancher Lehrgegenstände von geringerer Wichtigkeit gekürzt. Der größte Teil der Bezeichnungen wurde denjenigen der deutschen Luftnormen angepaßt und zusammen mit den wichtigsten im Text verwendeten Definitionen gesondert aufgeführt.

September 1936.

**Richard v. Mises.**  
**Kurt Hohenemser.**

# Inhaltsverzeichnis.

	Seite
Einleitung. Geschichtlicher Überblick . . . . .	1
I. Allgemeines über Luftkräfte. Luftwiderstand . . . . .	7
1. Luftdruck . . . . .	7
2. Raumbgewicht der Luft und Luftdichte. Höhenmessung . . . . .	11
3. Bewegte Luft, Staudruck . . . . .	19
4. Allgemeines über den Luftwiderstand . . . . .	27
5. Widerstandsbeizahlen verschiedenar Körper . . . . .	35
II. Die Tragfläche . . . . .	44
6. Wirkungsweise der Tragfläche. Auftrieb und Widerstand . . . . .	44
7. Querschnitt der Tragflügel . . . . .	55
8. Grundriß der Tragflügel . . . . .	68
9. Aufbau der Tragflächen . . . . .	76
10. Der Wagrechtflug . . . . .	86
11. Der Gleitflug . . . . .	90
III. Muskelflug und Segelflug . . . . .	92
12. Fliegen aus eigener Kraft . . . . .	92
13. Segelfliegen . . . . .	96
14. Einige Segelflugezeuge und ihre Leistungen . . . . .	101
IV. Die Luftschraube . . . . .	107
15. Wirkungsweise der Luftschraube, Zugkraft und Drehmoment . . . . .	107
16. Entwurfsunterlagen für Luftschrauben . . . . .	114
17. Herstellung und Prüfung von Luftschrauben . . . . .	127
V. Der Motor . . . . .	131
18. Wirkungsweise des Explosionsmotors . . . . .	131
19. Zylinderinhalt, Mitteldruck, Leistung und Drehmoment . . . . .	138
20. Die Bremslinie eines Motors. Höhenmotoren . . . . .	141
21. Aufbau und Anordnung der Motoren . . . . .	153
22. Einzelteile der Motoren . . . . .	162
23. Der Dieselmotor . . . . .	176
VI. Zusammenwirken von Tragfläche, Luftschraube und Motor . . . . .	179
24. Luftschraube und Motor . . . . .	179
25. Tragfläche, Luftschraube und Motor . . . . .	182

	Seite
26. Steig- und Sinkbewegung. Umkehr der Steuerwirkung . . .	186
27. Höhenflug . . . . .	189
28. Einfluß des Fluggewichts und der Tragflächengröße, Propeller- auswahl . . . . .	194
29. Steiggeschwindigkeit, Gipfelhöhe und Steigzeit . . . . .	200
30. Leistungsberechnungen beim Entwurf eines Flugzeuges . . .	209
31. Messung der Flugleistungen . . . . .	216
VII. Steuerung und Stabilität . . . . .	220
32. Wirkungsweise der Ruder und Flossen . . . . .	220
33. Betätigung der Ruder . . . . .	226
34. Die Kräfte an Rudern und Flossen, Trägheitsmoment . . .	231
35. Kurvenflug . . . . .	236
36. Schwerpunkt und Druckmittel . . . . .	240
37. Momente um die Querachse . . . . .	245
38. Längsstabilität . . . . .	250
39. Momente um die Längsachse, Querstabilität . . . . .	254
VIII. Abflug und Landung . . . . .	262
40. Fahrgestell und Sporn, Schwimmer, Flugboot . . . . .	262
41. Der Abflugvorgang . . . . .	268
42. Der Landevorgang . . . . .	277
XI. Das Drehflügelflugzeug . . . . .	286
43. Allgemeines über Schraubenflugzeuge . . . . .	286
44. Die Ciervasche Tragschraube . . . . .	289
45. Steuerung und Stabilität der Schraubenflugzeuge . . . .	294
X. Kursbestimmung, Flugdauer und Flugunkosten . . . . .	297
46. Einfluß des Windes auf Kurs und Flugdauer, Funkpeilung .	297
47. Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges . . . . .	307
48. Belastung, Geschwindigkeit und Flugkosten . . . . .	311
49. Verkehrsfragen . . . . .	318
50. Einige neuere Flugzeugmuster . . . . .	324
Zusammenstellung der wichtigsten Bezeichnungen . . . . .	335
Namen- und Sachverzeichnis . . . . .	337

# Einleitung.

## Geschichtlicher Überblick.

1. Bis zum ersten Motorflug. Dem Franzosen Alphonse Pénaud glückte um das Jahr 1870 die Entdeckung, daß ein Flugzeug, um in der Längsrichtung stabil zu sein, nur einer geeigneten Schwanzflosse — Dämpfungsfäche — bedarf. Er fand auch, daß die seitliche Unstabilität durch Aufbiegen oder Aufwärtskrümmen der Tragflächen vermindert wird. Am 18. August 1871 ließ er vor Zeugen ein durch gespannte Gummizüge betriebenes Flugzeugmodell frei fliegen. Dies war der erste Flug eines „künstlichen Vogels“. Wenige Jahre darauf nahm sich Pénaud, 30 Jahre alt, aus Kränkung über die Nichtbeachtung seiner Erfindung das Leben.

Der Deutsche Otto Lilienthal entdeckte um 1890, daß gewölbte Tragflügel ebenen Flächen an Tragkraft bedeutend überlegen seien. Er suchte der Lösung des Flugproblems dadurch näher zu kommen, daß er Tragflügel am eigenen Körper befestigte und in dieser Weise von kleinen Anhöhen aus Gleit- und Schweberversuche ausführte. Nach zahlreichen wohl gelungenen Versuchen fand er durch Absturz am 11. August 1896 seinen Tod.

Durch Lilienthal und Pénaud beeinflußt, arbeitete der Amerikaner O. Chanute weiter. Als seine Schüler gelten die Brüder Wilbur und Orville Wright, Träger des bedeutendsten Namens, den die Geschichte des Flugwesens zu nennen hat. Sie erfanden in der Verwindung der Tragflächen das Mittel zur Stabilisierung eines Flugzeuges in der Querichtung. Sie bauten ein Flugzeug mit gewölbten Tragflächen, mit Dämpfungsfäche und Verwindung, rüsteten es mit einem rund 15 pferdigen Motor aus und machten damit am 17. Dezember 1903 in Dayton,

Staat Ohio, den ersten Flug von etwa einer Minute Dauer über eine Strecke von 260 m. So wurden die Brüder Wright die ersten Menschen, die wirklich geflogen sind.

2. Die französische Schule. Zur Zeit der ersten Versuche der Brüder Wright begann in Frankreich, geführt von Hauptmann Ferber, eine große Reihe von Männern sich mit Flugversuchen zu beschäftigen. Santos-Dumont gelang im Oktober 1906 der erste Motorflug in Europa. Unterstützt wurde die hier einsetzende Entwicklung, die durch die Namen Farman, Blériot, Voisin u. a. gekennzeichnet wird, durch die Schaffung des leichten Umlaufmotors (Gnôme), der in seiner vollkommenen Anpassung an die Bedürfnisse des Fluges lange Zeit hindurch unübertroffen blieb. Als im Juni 1908 auch die Brüder Wright nach Frankreich übersiedelten, war die Vorherrschaft Frankreichs auf dem Gebiete des Fluges auf Jahre hinaus fest begründet. Fast alle sportlichen Höchstleistungen wurden in Frankreich geschaffen, fast alle Länder der Welt wurden von der französischen Industrie mit Flugzeugen und Motoren versorgt.

In Deutschland begann August Euler um 1909 mit Flugversuchen und dem Bau von Flugzeugen im Anschluß an französische Vorbilder.

3. Entwicklung des deutschen Flugwesens. Die Entwicklung des deutschen Flugwesens knüpfte jedoch nicht unmittelbar an die Ergebnisse der französischen Schule an, sondern nahm ihren Ausgangspunkt von Österreich. Hier hatte nach verdienstvollen Vorarbeiten von Wellner, Popper-Lynkeus und anderen, Wilhelm Kress, der schon im Jahre 1880, unabhängig von Pénaud, ein freifliegendes Modell eines Flugzeuges vorführen konnte, jahrzehntelang Versuche mit Drachenfliegern unternommen. Um 1899 begann Igo Etrich, dem das letzte Gleitflugzeug Lilienthals zur Verfügung stand, mit Versuchen, die dahin zielten, die Flügelform des Zanoniasamens (einer Gurkenpflanze aus Java) für Flugzwecke nutzbar zu machen. Er entwickelte auf Grund dieses Gedankens in Gemeinschaft mit Hugo Wels die „Taube“, deren wesentliches Merkmal die nach Art der Zanoniasamens nach hinten aufwärts gebogenen Tragflächenenden waren; damit schuf er den Flugzeug, das bis zum Beginn des Krieges kennzeichnend für das deutsche Flug-

wesen blieb. Im Juli 1909 glückte der erste Flug in Wiener-Neustadt, von wo aus dann Hellmuth Hirth, der erste deutsche Flieger von großem Ruf, die Taube nach dem Deutschen Reich mitnahm. Fast die ganze deutsche Industrie beschäftigte sich 1910 bis 1913 mit der Vervollkommnung der Tauben-Bauart, unter ausschließlicher Verwendung der aus dem Automobilmotor entwickelten Standmotoren. Erst seit 1913 gewannen, zum Teil unter dem Einflusse französischer Vorbilder, Doppeldecker mit wesentlich glatten Tragflächen, aber — im Gegensatz zu Frankreich — durchweg mit Standmotoren ausgerüstet, allmählich größere Geltung. Namhafte Erfolge dieser Typen kennzeichneten die Entwicklung in Deutschland in der letzten Zeit vor dem Kriege.

4. Fortschritte während des Krieges. Die Weiterbildung der Flugzeugtypen während des Krieges und in den darauf folgenden Jahren, so energisch sie auch von allen Seiten betrieben wurde, war beherrscht von der durchgreifenden Tatsache, daß die Entwicklung in den Grundzügen abgeschlossen ist und das Flugzeug, im Großen gesehen, in seinem allgemeinen Aufbau und in der Mehrzahl seiner Konstruktionsteile allmählich endgültige Formen annimmt. Der Unterschied der Typen in den verschiedenen Ländern ist mehr und mehr in den Hintergrund getreten und schließlich fast ganz geschwunden. Ähnlich wie vor 4 oder 5 Jahrzehnten die stationäre Dampfmaschine, vor drei Jahrzehnten das Fahrrad, vor zwei Jahrzehnten das Automobil, so näherte sich jetzt allmählich das Flugzeug seiner „Weltform“, die wohl weiten Spielraum für konstruktive Anpassung an verschiedene Bedürfnisse, aber keinen Spielraum für phantasievolle Erfindertätigkeit bietet. Die Anforderungen des Krieges gingen in erster Reihe auf Erhöhung der Flugleistungen, Geschwindigkeit und Steigfähigkeit, in zweiter Reihe auf Vervollkommnung der Bewaffnung für Abwehr und Angriff. Verhältnismäßig am besten und am endgültigsten durchgebildet wurde die Bauart des kleinen raschen und leichten Flugzeuges, das mit einem einzigen Insassen ohne jede entbehrliche Belastung, mit dem leichten französischen Umlaufmotor ausgerüstet, gut 200 km/Std. erreichte. Für größere Bauarten schien der deutsche und österreichische Standmotor mindestens gleichwertig, wenn nicht überlegen zu sein. Durchgreifend war die ganz enorme Steigerung der

Motorstärke, die vor dem Krieg bei normalen Flugzeugen nie mehr als 100 PS betragen hatte, dann aber bald allgemein 200 PS und mehr erreichte. Riesenflugzeuge mit mehreren Motoren und Tausenden von Pferdestärken, die zum Tragen großer Lasten und zahlreicher Besatzung bestimmt, die Tätigkeit der Luftschiffe übernehmen sollten, wurden schon während des Krieges erprobt sind aber zu Verwendung in größerem Umfang nicht mehr gelangt.

5. Der gegenwärtige Stand. Nach Beendigung des Krieges war auf allen Teilgebieten des Flugwesens zunächst in allen Ländern eine naturgemäße Ermattung eingetreten. Allmählich begann man dann, die im Kriege geschaffenen Konstruktionen für die Aufgaben des militärischen Dienstes weiter auszugestalten und ausgedehnte Luftflotten mit besonders gewählten Flugzeugtypen zu schaffen. Daneben traten auch die Aufgaben des Luftverkehrs hervor, die heute in allen Ländern mit dem größten Nachdruck verfolgt werden. In den letzten Jahren haben Größe und Motorstärke, Tragfähigkeit und Reichweite, Geschwindigkeit und Flughöhe Werte erreicht, an die man vor kurzem noch kaum gedacht hätte. Die Flugzeuge verschiedener Typen bilden in weitem Umfang ein Verkehrsmittel des praktischen Gebrauchs, das neben Land- und Wasserfahrzeuge tritt. Darüber wird auch im letzten Kapitel dieses Buches berichtet werden. Eine geringere Rolle spielt jetzt der sportliche Wettbewerb, der aber immerhin einen guten Einblick in das technisch zur Zeit Erreichbare bietet. Wir geben hier in zwei Tabellen einen kurzen Überblick über die wichtigsten Weltrekorde nach dem Stande vom April 1935.

In den für Land- und Wasserflugzeuge aufgestellten Rekordtabellen sind hinter den Rekordzahlen folgende weitere Angaben der Reihe nach aufgeführt: die Bezeichnung der Flugmaschine und des Motors, die Größe der Motorleistung in PS, der Tag des aufgestellten Rekordes und das Land.

6. Entwicklung der Fluglehre. Die Grundlagen, auf denen die Fluglehre oder die „Theorie des Flugzeuges“ beruht, sind zweierlei Art. Sie bestehen einmal aus bestimmten Ergebnissen der wissenschaftlichen Mechanik, die bekanntlich einen allgemeinen Rahmen für die Erklärung aller Bewegungserscheinungen abgibt; dann aus zahlreichen, durch planmäßige

Rekordtabelle der Landflugzeuge.

Rekordart	Nutzlast kg	Rekord- wert	Flugzeug	Motor	Leistung PS	Datum	Land
Entfernung in ge- rader Linie . . . km	—	9105	Blériot	Hispano Suiza	550	5.—7. 8. 1933	Frankreich
Höhe . . . . . km	—	14,43	Caproni	Pegasus	600	11. 4. 1934	Italien
	2000 5000	8,44 6,65	Savoia Marchetti, S 72 Farman F 221	Pegasus S 2 Gnome Rhône K 14	—	12. 5. 1934 16. 6. 1934	Italien Frankreich
Geschwindigkeit über 3 km . km/h	—	576	Hughes „Special“	Wasp-Junior	1000	13. 9. 1935	Amerika
Geschwindigkeit üb. 1000 km, km/h	—	450	Caudron C 460	Renault-Bengali	360	24. 8. 1935	Frankreich
	2000	390	S 79 I-M AGO	Alfa Romeo	3 × 575	23. 9. 1935	Italien

Rekordtabelle der Wasserflugzeuge.

Rekordart	Nutzlast kg	Rekord- wert	Flugzeug	Motor	Leistung PS	Datum	Land
Entfernung in ge- rader Linie, km	—	5280	x P 3 y — 1	Pratt & Whitney	2 × 825	14./15. 10. 1935	Amerika
Höhe . . . . . km	—	11,75	Wright Apache	Pratt & Whitney	425	4. 6. 1929	Amerika
	2000 5000	7,51 6,22	Liorée & Olivier Sikorsky S 42	Hispano Suiza Pratt & Whitney Hornet	2 × 690 4 × 670	3. 1. 1934 17. 5. 1934	Frankreich Amerika
Geschwindigkeit über 3 km km/h	—	709	Macehi MC 72	Fiat AS 6	2400	23. 10. 1934	Italien
Geschwindigkeit üb. 1000 km, km/h	2000	254	Sikorsky S 42	Pratt & Whitney Hornet	4 × 670	1. 8. 1934	Amerika

Beobachtung gewonnenen Erfahrungssätzen, die das besondere Erscheinungsgebiet, mit dem man es in der Flugtechnik zu tun hat, kennzeichnen. In beiden Richtungen, in der Erweiterung der Anwendungen mechanischer Theorien und in der Vertiefung der experimentellen Forschung, kann man eine stetige Entwicklung, die den Fortschritten der Flugtechnik parallel läuft, feststellen. Einem großen Teil der oben angeführten Namen begegnen wir in der Reihe erfolgreicher Forscher wieder, so Pénaud, Lilienthal, Ferber u. a. Besonders große Verdienste um die Beschaffung und Verbreitung zuverlässiger Versuchsergebnisse erwarb sich im Anfang der Entwicklung G. Eiffel, der vor mehreren Jahren verstorbene Erbauer des Eiffelturmes und Begründer der ersten großen aerodynamischen Versuchsanstalt in Frankreich. In Deutschland wirkt die Göttinger Versuchsanstalt seit 1908 unter Prandtl's Leitung mit großem Erfolg auf diesem Gebiete. Heute besitzen alle Kulturländer weitläufige Einrichtungen, die dem experimentellen Studium der flugtechnischen Fragen dienen.

Die theoretische Forschung hatte in ihren Anfängen namentlich drei bedeutende Ergebnisse aufzuweisen: G. Bryan eröffnete 1903 eine Reihe von Arbeiten, in denen die Stabilitätstheorie der allgemeinen Mechanik auf das Flugzeugproblem angewandt wird, N. Joukowski gelang es 1910, die Ansätze der klassischen Hydrodynamik für eine Berechnung des Auftriebes bestimmter Tragflächenprofile nutzbar zu machen, und endlich vermochte L. Prandtl 1917 durch eine geistreiche Anwendung hydrodynamischer Sätze auch Anhaltspunkte für die Ermittlung des Tragflächenwiderstandes zu gewinnen. Nach allen Richtungen hat die Theorie im Laufe der letzten Jahre Ausbau und Vertiefung erfahren, sie ist zu einem stattlich angewachsenen Zweig der angewandten Mechanik geworden. Hier können nur die einfachsten und am leichtesten verständlichen Elemente der Fluglehre besprochen werden. Wer sich weiter unterrichten will, wird die mehr und mehr anwachsende Buch- und Zeitschriftenliteratur der wissenschaftlichen Flugtechnik verfolgen müssen. Auf einzelne der einschlägigen Veröffentlichungen ist an verschiedenen Stellen des vorliegenden Buches hingewiesen.

# I. Allgemeines über Luftkräfte. Luftwiderstand.

## 1. Luftdruck.

Unter Luftdruck versteht man die auf die Flächeneinheit ausgeübte Druckkraft der atmosphärischen Luft. Man denke sich etwa einen Hohlraum luftleer ausgepumpt, so daß seine Wände nur außen den Druck der Luft auszuhalten haben. Jedes  $\text{cm}^2$  der Wand erfährt dann eine Kraft, die unter gewöhnlichen Verhältnissen rund 1,036 kg beträgt. Für die Maßeinheit „Kilogramm pro Quadrat-Zentimeter“ schreibt man zur Abkürzung at, gesprochen „Atmosphäre“. Also: normaler Luftdruck = 1,036 at.

Das gebräuchlichste Maß für den Luftdruck ist die Höhe der Quecksilbersäule im Barometer. Da das spezifische Gewicht des Quecksilbers etwa 13,60 kg/l oder  $\text{kg/dm}^3$  beträgt, ist das Gewicht einer Säule von  $1 \text{ cm}^2$  Querschnitt und 762 mm Höhe gleich  $0,01 \cdot 7,62 \cdot 13,60 = 1,036 \text{ kg}$ . Dem normalen Luftdruck von 1,036 at entspricht somit der Barometerstand 762 mm.

Für das Fliegen ist die Veränderlichkeit des Luftdruckes im Raume von größter Bedeutung, da vom jeweiligen Luftdruck die Dichte der Luft und von dieser die Flugmöglichkeit abhängt. Folgende Hauptgesetze gelten für ruhende oder gleichförmig bewegte Luft:

a) In jeder wagrechten Schichte ist der Luftdruck überall gleich groß. (Dabei ist nicht an Punkte von großer Ortsentfernung gedacht.)

b) Mit der Höhe nimmt der Luftdruck ab.

c) Das Maß der Abnahme hängt von der Temperatur am Boden und von der Stärke der Temperaturabnahme mit der Höhe ab.

Der Temperaturabfall für 100 m Höhe, der sogen. „Temperaturgradient“, beträgt — solange man nicht in allzu weite Entfernung von der Erdoberfläche aufsteigt — ungefähr  $0,5^\circ$  Celsius und liegt nach theoretischen Erwägungen zwischen  $0^\circ$  und  $1^\circ$ .

## Zahlentafel 1.

Luftdruck in mm Quecksilbersäule für Höhen von 0 bis 8000 m bei verschiedenen Bodentemperaturen und Temperaturgradienten.

Höhe in Metern	Bodentemperatur 0° C			Bodentemperatur 10° C			Bodentemperatur 20° C		
	Temperaturabfall auf 100 m:			Temperaturabfall auf 100 m:			Temperaturabfall auf 100 m:		
	0° C	0,5° C	1° C	0° C	0,5° C	1° C	0° C	0,5° C	1° C
0	762	762	762	762	762	762	762	762	762
1000	671	671	671	675	675	674	678	677	677
2000	593	590	587	598	596	593	603	601	598
3000	523	517	512	530	525	519	537	532	527
4000	462	453	443	470	462	452	478	470	461
5000	407	395	381	416	405	392	425	414	402
6000	359	344	326	369	354	337	378	364	348
7000	317	298	277	327	309	288	337	319	300
8000	280	258	233	290	269	245	300	279	256

Die vorstehende Zahlentafel 1 gibt den Luftdruck in mm Quecksilber für verschiedene Höhen an<sup>1)</sup>, u. zw. nicht nur für den mittleren Temperatur-Gradienten 0,5°, sondern auch für 0° und 1° Abfall auf 100 m. Als Bodentemperatur sind 0°, 10° und 20° C angenommen, als Barometerstand am Boden 762 mm. Die Verhältnisse für 10° Bodentemperatur sind überdies in Abb. 1 wiedergegeben, in der Weise, daß zu jeder Höhe bis 6000 m (als Ordinate) der zugehörige Luftdruck (als Abszisse) aufgetragen

<sup>1)</sup> Unter Benutzung der sogenannten Zustandsgleichung für ein „ideales Gas“ — als solches kann man die Luft mit großer Annäherung auffassen — und der Gleichgewichtsbedingung der Atmosphäre erhält man bei konstantem Temperaturgradienten die Druckformel:

$$b = b_0 \left[ 1 - \frac{\alpha \cdot h}{T_0} \right]^{R \cdot \alpha}$$

Hierin bedeutet:  $b$  den Druck in mm Quecksilber in der Höhe  $h$ ,  $b_0 = 762$  mm den Bodendruck,  $T_0$  die Bodentemperatur,  $\alpha$  den Temperaturgradienten in Grad pro Meter,  $h$  die Höhe in m und  $R = 29,24$  m/grad die Gaskonstante (d. i. Quotient: Druck durch Raumgewicht und absolute Temperatur). Mit dieser Formel sind die zweiten und die dritten Spalten (Temperaturgradient 0,5° und 1°/100 m) der Zahlentafel 1 berechnet worden. Für die ersten Spalten wurde, da für  $\alpha = 0$  die angegebene Formel versagt, das dafür geltende Gesetz:

$$b = b_0 e^{-\frac{h}{RT_0}}$$

benutzt.

wurde. Der ziemlich rasche Druckabfall mit der Höhe — in 6000 m Höhe ist der Druck bereits um mehr als die Hälfte des Bodendruckes gesunken — ist als ein für die Luftfahrt besonders wichtiger Umstand hervorzuheben. Vorgreifend sei nämlich erwähnt, daß die Geschwindigkeit des Flugzeuges bei sinkendem Druck erhöht wird, ohne daß die dazu erforderliche Motorleistung gesteigert zu werden braucht. Man erkennt an der Zahlentafel, daß die Abnahme des Luftdruckes mit der

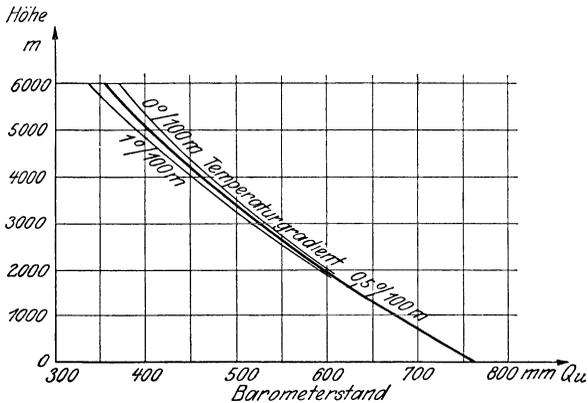


Abb. 1. Druckabnahme für Bodentemperatur  $10^{\circ}$ .

Größe des Temperatur-Gradienten wächst und auch um so stärker ist, je kleiner die Bodentemperatur angenommen wird. Dies rührt daher, daß die Dichte der Luft — wie wir noch im folgenden Abschnitt erörtern werden — mit zunehmender Temperatur abnimmt, und daß der Luftdruckunterschied zwischen zwei wagrechten Schichten lediglich durch das Gewicht der zwischen ihnen liegenden Luftmasse bedingt wird. Ist die Dichte und somit das Gewicht dieser Luftmenge kleiner, so sinkt auch der Druckunterschied zwischen den betreffenden Schichten.

Wir werden im folgenden im allgemeinen die mittlere Spalte der Zahlentafel 1 benutzen, d. h. den Druck auf  $10^{\circ}$  Bodentemperatur und  $0,5^{\circ}$  Temperaturabfall pro 100 m beziehen. In Wirklichkeit ist der Temperaturgradient vielfachen Schwankungen unterworfen und weicht für größere Höhen von dem angegebenen Werte  $0,5^{\circ}$  nicht unerheblich ab, worauf in Ab-

schnitt 2 näher eingegangen werden soll. Bis zu Höhen von etwa 8000 m ist es hinreichend genau, mit  $0,5^{\circ}/100$  m Temperaturabfall zu rechnen.

In allen Spalten der Zahlentafel 1 ist, wie gesagt, angenommen, daß der Barometerstand am Boden 762 mm beträgt. Bekanntlich wechselt aber von Ort zu Ort und von Zeit zu Zeit der Barometerstand in ziemlich beträchtlichen Grenzen, worüber man sich ja stets zur Kenntnis des „Wetters“ unterrichtet. Unsere Zahlentafel läßt sich nun in allen Fällen zur Bestimmung des Luftdruckabfalles verwenden u. zw. wie folgt.

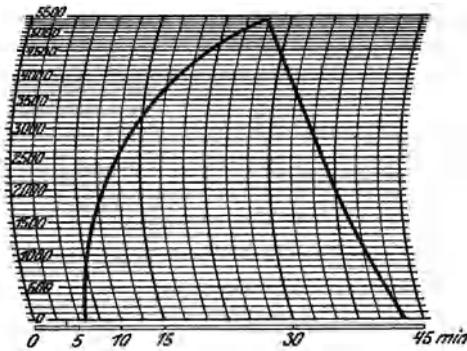


Abb. 2. Höhenschaubild (Barogramm) eines Fluges.

Wenn der Barometerstand am Boden nicht, wie in der Tabelle vorausgesetzt, 762 mm beträgt, sondern z. B. 750, so ist jede Angabe der Tabelle mit dem Verhältnis  $750:762$  zu multiplizieren. Z. B.: In 6000 m Höhe beträgt bei der Bodentemperatur

$10^{\circ}$  C unter Annahme von  $0,5^{\circ}$  C Temperaturgradient der Luftdruck (nach Zahlentafel 1) 354 mm, also bei 750 mm Barometerstand:  $354 \cdot 750 : 762 = 348$  mm. Man sieht, daß der Einfluß der vom Wetter bedingten Schwankungen des Luftdruckes am Boden von geringer Bedeutung gegenüber dem starken Abfall beim Steigen ist.

Es ist bekannt, in welcher Weise die Abnahme des Luftdruckes mit der Höhe zur Höhenmessung verwendet wird. Man bedient sich hierzu eines Barographen oder Höhenschreibers, d. i. eines selbstschreibenden Luftdruckmessers, der — mit einem Uhrwerk versehen — die jeweilige Größe des Luftdruckes während des Fluges auf einem gleichförmig abrollenden Papierstreifen aufzeichnet. Das Papier ist mit einer doppelten Teilung versehen, wie es unsere Abb. 2 zeigt. Den einzelnen, in gleichen Abständen aufgetragenen Kreisbögen entsprechen die Zeiten: 5, 10, 15 Minuten usw. Den wagrechten, in ungleichen Ab-

ständen aufeinanderfolgenden Linien sind Höhenangaben 500 m, 1000 m, 1500 m usf. beigesetzt. Man kann das Barogramm (Höhenschaubild) leicht in ein gewöhnliches rechtwinkliges Koordinatensystem umzeichnen, Abb. 3, indem man Punkt für Punkt den Zahlenangaben nach überträgt. Aber damit hat man noch kein einwandfreies Bild des Steigvorganges. Denn aus dem Voranstehenden geht hervor, daß die Festlegung der barometrischen Höhenskala, d. h. die Zuordnung von Höhenangaben zu den Zeigerstellungen des Luftdruckmessers, nur auf bestimmten Annahmen über Temperaturgradient, Bodendruck und Bodentemperatur beruhen kann. Da diese Annahmen nicht für jeden Flug zutreffen können, muß man, wenn es auf genaue Feststellungen ankommt, noch eine Umrechnung vornehmen. Darauf wollen wir im nächsten Abschnitt eingehen.

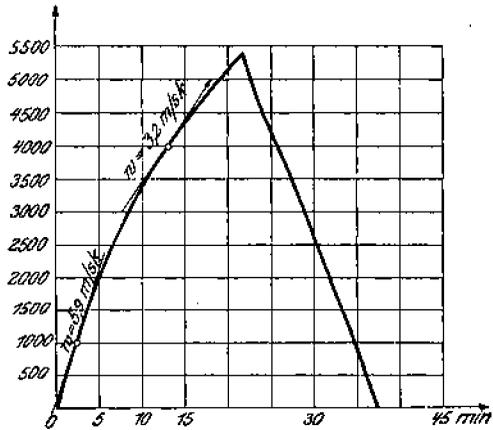


Abb. 3. Umgezeichnetes Barogramm.

## 2. Raumgewicht der Luft und Luftdichte. Höhenmessung.

Unter Raumgewicht oder spezifischem Gewicht eines Körpers (gelegentlich verwendet man hierfür auch das Wort „Luftwichte“) versteht man das Gewicht der Raumeinheit dieses Körpers. Es sind daher immer, wenn man vom Raumgewicht spricht, die gewählten Maßeinheiten für das Gewicht und für das Volumen anzugeben. Z. B.: Quecksilber hat das Raumgewicht  $13,6 \text{ kg/dm}^3$  oder  $13,6 \text{ kg/l}$ . Man pflegt das Raumgewicht mit dem griechischen Buchstaben  $\gamma$  (gamma) zu bezeichnen.

Führt man, was wir immer tun werden, als Raumeinheit  $\text{m}^3$ , als Gewichtseinheit  $\text{kg}$  ein, so ist das Raumgewicht des Wassers von  $4^\circ \text{C}$  gleich 1000, das Raumgewicht der Luft von  $10^\circ \text{C}$  bei 762 mm Barometerstand 1,252, d. h.  $1 \text{ m}^3$  Luft wiegt unter den genannten Verhältnissen 1,252 kg.

Das Raumgewicht der Luft ist vom Luftdruck und der Temperatur abhängig. Es gelten hierfür folgende Gesetze:

a) Das Raumgewicht ändert sich proportional dem Luftdruck. Beispiel: Bei 762 mm Qu. und  $10^0$  C ist das Raumgewicht der Luft gleich  $1,252 \text{ kg/m}^3$ ; wie groß ist es bei 775 mm Qu. und  $10^0$  C? Man hat  $1,252$  mit dem Verhältnis  $775 : 762$  zu multiplizieren, also  $1,252 \cdot 775 : 762 = 1,273 \text{ kg/m}^3$ . Ist der Barometerstand nicht 775 mm, sondern allgemein  $b$  mm, so ist das Raumgewicht  $\gamma = \gamma_0 \frac{b}{762}$ , wenn  $\gamma_0$  das spez. Gewicht bei 762 mm Barometerstand und  $10^0$  C bezeichnet.

b) Änderung des Raumgewichtes mit der Temperatur. Das Gewicht der Raumeinheit eines jeden Körpers ändert sich mit der Temperatur. Denn bei Erwärmung findet eine Ausdehnung statt, so daß in der Raumeinheit bei höherer Temperatur eine kleinere Menge des Stoffes enthalten ist, als bei niedriger. Der Ausdehnungskoeffizient der Luft für  $0^0$  beträgt  $\frac{1}{273}$  d. h. irgendein Luftvolumen vergrößert sich bei Erwärmung von  $0^0$  auf  $1^0$  C um ein 273stel.

Beispiel: Bei  $10^0$  C ist das Raumgewicht der Luft  $\gamma_0$ ; wie groß ist das Raumgewicht bei  $20^0$  C und beim gleichen Barometerstand? Eine Luftmenge, die bei  $0^0$  das Volumen  $1 \text{ m}^3$  hat, hat bei  $10^0$  den Rauminhalt  $1 + 10/273 = 283/273 \text{ m}^3$ , bei  $20^0$ :  $1 + 20/273 = 293/273 \text{ m}^3$ . In dem Maß der Vergrößerung des Luftvolumens verringert sich nun das Raumgewicht. Be trägt es  $\gamma_0$  für  $10^0$  C, so ist es für  $20^0$  C:

$$\gamma = \gamma_0 \frac{283}{293} = 0,966 \gamma_0;$$

analog wäre für  $30^0$  C:

$$\gamma = \gamma_0 \frac{283}{273 + 30} = \gamma_0 \frac{283}{303} = 0,933 \gamma_0$$

und allgemein für  $t^0$  C:  $\gamma = \gamma_0 \frac{283}{273 + t}$ .

Die Summe  $273 + t = T$  nennt man die „absolute Temperatur“ der Luft.

c) In Zusammenfassung beider Gesetze folgt somit<sup>1)</sup>: Ändert sich sowohl der Barometerstand als auch die Temperatur, so ist, gleich allgemein angeschrieben:

$$\gamma = \gamma_0 \frac{b}{762} \frac{283}{273 + t}$$

Nach dieser Formel, in der  $\gamma_0 = 1,252 \text{ kg/m}^3$  zu setzen ist, kann man beispielsweise für die in Zahlentafel 1 angegebenen Luftdruckwerte und die zugehörigen, durch Bodentemperatur und Temperaturgradient bestimmten Temperaturen das jeweilige Raumgewicht der Luft für die verschiedenen Höhenlagen berechnen. Die Ergebnisse einer solchen Berechnung für den Wärmeabfall  $0,5^\circ$  auf 100 m sind in Zahlentafel 2 und in Abb. 4 wiedergegeben. Man

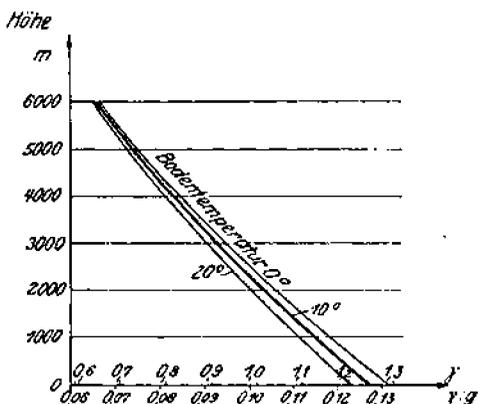


Abb. 4. Dichteabnahme für Temperaturgradient  $0,5^\circ/100 \text{ m}$ .

**Zahlentafel 2.**

Raumgewicht  $\gamma$  in  $\text{kg/m}^3$  und Dichte  $\varrho = \gamma:g$  für Höhen von 0 bis 8000 m beim Bodendruck 762 mm und Temperaturgradient  $0,5^\circ$  auf 100 m.

Höhe in Metern	Bodentemperatur $0^\circ \text{C}$			Bodentemperatur $10^\circ \text{C}$			Bodentemperatur $20^\circ \text{C}$		
	Temperatur	$\gamma$	$\gamma:g=\varrho$	Temperatur	$\gamma$	$\gamma:g=\varrho$	Temperatur	$\gamma$	$\gamma:g=\varrho$
0	$0^\circ$	1,298	0,132	$10^\circ$	1,252	0,128	$20^\circ$	1,210	0,123
1000	$-5^\circ$	1,165	0,119	$5^\circ$	1,129	0,115	$15^\circ$	1,094	0,112
2000	$-10^\circ$	1,044	0,106	$0^\circ$	1,015	0,104	$10^\circ$	0,988	0,101
3000	$-15^\circ$	0,933	0,095	$-5^\circ$	0,911	0,093	$5^\circ$	0,890	0,091
4000	$-20^\circ$	0,833	0,085	$-10^\circ$	0,816	0,083	$0^\circ$	0,800	0,082
5000	$-25^\circ$	0,741	0,076	$-15^\circ$	0,730	0,074	$-5^\circ$	0,719	0,073
6000	$-30^\circ$	0,658	0,067	$-20^\circ$	0,651	0,066	$-10^\circ$	0,644	0,066
7000	$-35^\circ$	0,583	0,059	$-25^\circ$	0,579	0,059	$-15^\circ$	0,575	0,059
8000	$-40^\circ$	0,515	0,053	$-30^\circ$	0,514	0,052	$-20^\circ$	0,513	0,052

<sup>1)</sup> Nach der in der Fußnote S. 8 erwähnten Zustandsgleichung ist

$$\frac{p}{\gamma \cdot T} = \text{konstant} = R.$$

Da diese Gleichung für jeden Ort gilt, kann man sie auch für Boden-

erkennt hier, daß beim Ansteigen auf 6000 m das Raumgewicht auf etwa die Hälfte des Bodenwertes sinkt.

Die voranstehenden Betrachtungen gründen sich auf die Annahme, daß die Temperatur einen gleichmäßigen Abfall von  $0,5^{\circ}$  auf 100 m Höhe erleidet. Dies trifft aber nur für den untersten, für die Luftfahrt allerdings bisher wichtigsten Teil der Atmosphäre zu. Die Grenze der gleichmäßigen Abnahme der Temperatur liegt bei etwa 11000 m. Die Grenzfläche, die sich vom Äquator gegen die Pole senkt, teilt die gesamte Atmosphäre in zwei, ihren wesentlichen Erscheinungen nach verschiedene Teile, den unteren, die sogenannte Troposphäre und den oberen, die sogenannte Stratosphäre.

Versuche, die mit selbstregistrierenden Ballonen angestellt wurden, ergaben bei einer Bodentemperatur von  $10^{\circ}$  im Mittel folgende Werte für die Temperaturabnahme je 100 m bis zu Höhen von 16 km:

### Zahrentafel 3.

Durchschnittlicher Temperaturverlauf über Mitteleuropa.

Höhe in km	Mittl. Tem- peratur	Temperatur- gradient	Höhe in km	Mittl. Tem- peratur	Temperatur- gradient
0	10	0,5	9	-44	0,6
1	5	0,5	10	-50	0,3
2	0	0,5	11	-53	0,1
3	-5	0,6	12	-54	0
4	-11	0,6	13	-54	0
5	-17	0,7	14	-54	0
6	-24	0,7	15	-54	0
7	-31	0,7	16	-54	0
8	-38	0,6			

druck, Bodentemperatur und Bodenraumgewicht anschreiben:

$$\frac{p_0}{\gamma_0 T_0} = \text{konstant} = R.$$

Dividiert man die zweite Gleichung durch die erste, so folgt, da die Druckgrößen  $p$  sich wie die Barometerstände  $b$  verhalten, wenn man überdies  $T$  durch  $273 + t$  ersetzt, wobei  $t$  wieder die in Celsiusgraden abgelesene Temperatur bedeutet:

$$\gamma = \gamma_0 \cdot \frac{b}{b_0} \cdot \frac{T_0}{273 + t}.$$

Insbesondere gilt für  $10^{\circ}$  Bodentemperatur und 762 mm Qu. Druck am

Man erkennt aus dieser Tabelle<sup>1)</sup>, daß der Temperaturgradient im wesentlichen zwischen  $0,5^{\circ}$  und  $0,7^{\circ}$  schwankt. Bildet man nur aus den ersten 11 oder 12 in Frage kommenden Werten einen Mittelwert, so erhält man 0,5 bis 0,6. In Abb. 5 sind sowohl die Temperaturen als auch die Gradienten für die einzelnen Höhen aufgetragen. Bei 11 km biegt die Temperaturkurve um und verläuft

annähernd parallel zur Höhenachse. Bei noch größeren Höhen — was hier nicht mehr gezeichnet wurde — werden die Temperaturen wieder höher, d. h. die schon einmal eingenommenen Temperaturzustände werden noch einmal „umgekehrt“ durchlaufen. Dem ganzen Vorgang legt man aus diesem Grunde den Namen „Temperaturumkehr“ oder auch „Temperaturinversion“, der Grenzfläche zwischen Troposphäre und Stratosphäre entsprechend den Namen „Inversionsgrenze“ bei. In die Abbildung ist außerdem noch die Gerade eingezeichnet, die den Temperaturabfall bei konstantem Temperaturgradienten darstellen würde.

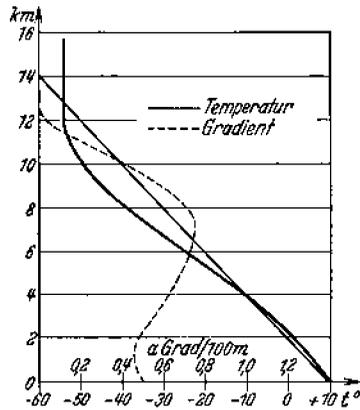


Abb. 5. Temperaturverlauf in Abhängigkeit von der Höhe.

Der Wert 11 km für die Inversionsgrenze ist nur ein Mittelwert. In den Tropen liegt die Inversionsgrenze mit 16 km fast doppelt so hoch wie in den polaren Regionen (Lappland 9 km).

Welche Bedeutung kommt nun der Inversion bei der Druck- und Dichteberechnung zu? Die Zahlentafeln 1 und 2 sind unter Benutzung zweier allgemein gültiger physikalischer Gesetze über das Gleichgewicht und die Zustandsänderungen der Luft aufgestellt worden, wobei außerdem von dem gleichmäßigen Tem-

Boden die im Text folgende Formel, mit  $\gamma_0 = 1,252$ . Aus diesem Ausdruck folgen die beiden Teilgesetze a) und b), je nachdem man die Temperatur oder den Druck unverändert läßt.

<sup>1)</sup> Die obenstehenden Angaben sind Mittelwerte der Temperatur und des Temperaturgradienten, die über Mitteleuropa gemessen wurden. Entnommen sind die Werte dem Buche Defant, „Meteorologie“, Sammlung Göschen Bd. 54.

peraturabfall Gebrauch gemacht wurde. Die physikalischen Gesetze behalten ihre Gültigkeit auch in die Stratosphäre hinein, nicht aber die Zusatzannahme des gleichmäßigen Temperaturabfalls. Die über 10 km hinaus in gleicher Weise fortgesetzten Zahlentafeln 1 und 2 würden also den wahren Verhältnissen nicht entsprechen. Nach welchen Gesetzen Druck und Dichte in der Stratosphäre abnehmen, könnte theoretisch erst nach genauer Kenntnis der an der betreffenden Stelle vorherrschenden Temperaturverhältnisse festgestellt werden.

Die im vorangehenden durchgeführten Untersuchungen über den Zusammenhang von Druck- und Temperaturverlauf setzen uns instand, die Steigleistung eines Flugzeuges aus einem vom Höhenmeßgerät aufgezeichneten Schaubild richtig zu beurteilen. Für gewöhnliche Zwecke des Luftverkehrs reichen natürlich die Angaben des Meßstreifens unmittelbar aus. Man entnimmt z. B. der Abb. 2 oder dem umgezeichneten Barogramm in Abb. 3, daß das Flugzeug in etwa 22 Minuten auf fast 5400 m gestiegen ist und dann in weiteren 15 Minuten wieder den Boden erreicht hat. Die Steiggeschwindigkeit etwa in 4000 m Höhe erhält man, indem man im Kurvenpunkt in der Höhe 4000 die Tangente zieht; ihre Neigung ist eine solche, daß sie von 3000 auf 5000 m in etwas mehr als 10 Minuten (genau 10,4 Min. = 624 Sek.) steigt. Dies bedeutet eine Steiggeschwindigkeit von  $2000 : 624 = 3,2$  m/sek. Handelt es sich aber um sehr große Höhen und um genaue Feststellungen, etwa bei einem Höhenwettbewerb, so wünscht man die Leistungsfähigkeit des Flugzeuges unabhängig von der Wetterlage des Aufstiegsortes und Aufstiegtages zu beurteilen und fragt: Wie würde das Barogramm an dem „Normaltag und Normalort“ aussehen? Was man als „normal“ ansieht, ist natürlich Sache einer Übereinkunft. Irgendeine bestimmte Übereinkunft ist auch der Eichung des Barographen zugrundegelegt. Sind hierfür etwa die Verhältnisse, die der mittleren Spalte unserer Zahlentafeln entsprechen, gewählt, also Bodendruck 762 mm, Bodentemperatur  $10^0$  und Abfall  $0,5^0$  auf 100 m, so sehen wir, daß die Höhenangaben 1000, 2000, 3000... des Schaubildes eigentlich die Druckwerte 675, 596, 525... (Zahlentafel 1) bedeuten. Hiervon ausgehend müssen wir das Schaubild in zweifacher Weise berichtigen, und hierzu benötigen wir die Kenntnis sowohl der Temperaturen  $t$ ,

die während des Fluges in jeder barographisch abgelesenen Höhe geherrscht haben, wie auch der Temperaturen  $t'$ , die bei der Herstellung des Höhenmaßstabes benutzt worden sind. Sind die tatsächlich gemessenen Temperaturen  $t$  in den Höhen 1000, 2000, 3000, 4000 und 5000 m (d. h. in den Augenblicken, in denen der Höhenmesser diese Angaben aufwies) etwa  $18^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $7^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $-6^\circ$  gewesen, so sind die in dem Barogramm abgegriffenen Geschwindigkeiten und die Höhen in folgender Weise zu berichtigen.

Bei der Bodentemperatur  $10^\circ$  und dem Abfall  $0,5^\circ$  auf 100 m kommt der Höhe 4000 m die Temperatur  $-10^\circ$  und, den Bodendruck 762 mm vorausgesetzt, nach Zahlentafel 1 der Luftdruck 462 mm zu; durch die tatsächlichen Messungen ist diesem Luftdruck jedoch die Temperatur  $0^\circ$  zugeordnet. Also ist die im Schaubild abgelesene Geschwindigkeit von 3,2 m/sek im Verhältnis  $273 + 0 = 273$  zu  $273 - 10 = 263$  zu erhöhen, womit sich  $3,2 \cdot \frac{273}{263} = 3,32$  ergibt.

Denn in diesem Maße ist, nach dem Voranstehenden, die Dichte der Luft durch die Annahme der zu niedrigen Temperatur überschätzt worden; zu einer bestimmten Druckänderung gehört aber eine der Dichte umgekehrt proportionale Höhenänderung, daher muß die abgelesene Steiggeschwindigkeit im Verhältnis der theoretisch angenommenen zur wirklichen Dichte berichtigt werden. Nach der Formel ist ferner bei 462 mm Barometerstand und  $0^\circ\text{C}$  die Luftdichte  $\gamma = 1,252 \cdot \frac{462}{762} \cdot \frac{283}{273} = 0,788$ . Die Höhe, die unter „normalen“ Verhältnissen dieser Dichte entspricht, entnimmt man am besten der Abb. 4. Hier ist die dem  $\gamma$ -Wert 0,788 in der mittleren (stark ausgezogenen) Kurve zugehörige Ordinate gleich

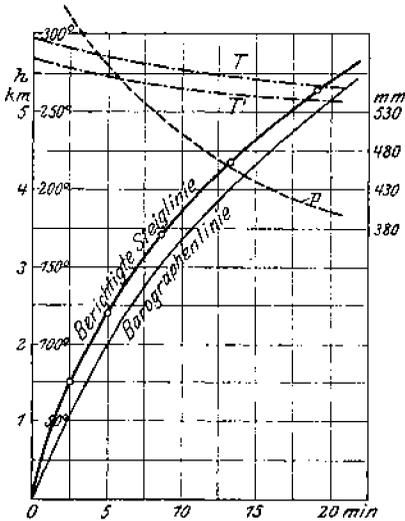


Abb. 6. Berichtigung eines Höhenschaubildes.

4300 m. Es muß also die berichtigte Kurve so beschaffen sein, daß sie in der Höhe von 4300 m eine Neigung von 3,32 m/sek aufweist.

Das endgültig berichtigte Höhenschaubild entsteht nun in folgender Weise. Für jeden der Flugzeitpunkte, in denen das Barogramm 1000, 2000, 3000, 4000 und 5000 m aufweist, wird die Rechnung durchgeführt, die hier für den Punkt 4000 genau erklärt wurde. Dann bildet man einen Linienzug aus einzelnen Geradenstücken (ein Polygon), indem man jedesmal in der gerechneten Höhe (und zwar ein Stück darunter und darüber) eine kurze gerade Linie von der berechneten Neigung zeichnet. Es ergibt sich hierbei folgendes Resultat:

Abgelesene Höhe		1000	2000	3000	4000	5000
„ Geschwindigkeit		6,67	5,33	4,17	3,20	2,67
Berichtigte „		6,98	5,56	4,36	3,32	2,77
„ Höhe		1500	2400	3400	4300	5300

In Abb. 6 ist das ganze Verfahren an unserem Beispiel durchgeführt und dabei die der Berichtigung unterworfenen Linie aus Abb. 3 nochmals (schwächer ausgezogen) mit eingetragen. Die „berichtigte Steiglinie“ ist hier, wie man bei genauerem Zusehen erkennt, ein aus Geraden zusammengesetzter Linienzug. Je kürzer man die Abstände zwischen den Höhen nimmt, für die die Rechnung ausgeführt wird, um so mehr nähert sich das Resultat der stetig gekrümmten Linie, die eigentlich die richtige ist. Für alle praktische Zwecke ist es genau genug, wie in unserm Beispiel, etwa von 1000 zu 1000 m zu gehen. Die beiden strichpunktiierten Linien stellen die Werte von  $273 + t = T$  und  $273 + t' = T'$ , also die absoluten Werte der gemessenen Temperatur und der „Normaltemperatur“, die gestrichelte Linie den Druckverlauf dar. Man sieht, daß sich zwischen der ursprünglichen und der berichtigten Linie mitunter recht erhebliche Abweichungen ergeben: am „Normaltag und Normalort“ hätte das Flugzeug eine Gesamthöhe von 5700 m in 22 Minuten erreicht, gegenüber dem unmittelbar abgelesenen Wert von 5400 m in der gleichen Zeit<sup>1)</sup>.

<sup>1)</sup> Über die Berichtigung von Höhenschaubildern handelt der Aufsatz des Verfassers in der Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1917, H. 23/24, S. 173 bis 177. Weitere Ausführungen hierzu enthält das Büchlein von W. Meissner, Entfernungs- und Höhenmessung in der Luftfahrt. Braunschweig: Vieweg 1922.

Das hier geschilderte Verfahren der Berichtigung eines Schaubildes gilt unabhängig von der Temperaturumkehr, da man bei der Korrektur der Steiggeschwindigkeit und der Steighöhe die wirklich gemessenen Temperaturwerte benutzt. Es ermöglicht stets die Beurteilung der Steigfähigkeit des Flugzeuges unabhängig von den Temperaturverhältnissen.

Unter Dichte der Luft oder spezifischer Masse versteht man den Quotienten Raumgewicht der Luft durch die Schwerebeschleunigung  $g=9,81 \text{ m/sek}^2$ . Bei  $10^0 \text{ C}$  und 762 mm Barometerstand ist daher die Dichte der Luft  $\frac{\gamma_0}{g} = \frac{1,252}{9,81} = 0,128$ , d. i. ungefähr  $1/8$ . Diese Zahl merken wir uns als Durchschnittswert für die Luftdichte am Erdboden. Die Werte der Luftdichte für größere Höhen sind neben denen des Raumgewichtes in Zahlentafel 2 eingetragen.

Für den Quotienten  $\gamma:g$ , also für die Luftdichte oder spez. Masse der Luft, schreiben wir im folgenden stets den Buchstaben  $\varrho$ . Dieser bedeutet mithin eine im allgemeinen veränderliche Größe, die (bei Wahl von Meter und Kilogramm als Maßeinheiten) für die Luft am Boden unter gewöhnlichen Verhältnissen den Wert  $1/8$  besitzt, in größeren Höhen auf die Hälfte und noch darunter sinkt. Bei allen Formeln und Berechnungen der Fluglehre spielt die Luftdichte eine ausschlaggebende Rolle.

Wir führen hier noch die folgenden, für Durchschnittsverhältnisse ( $10^0 \text{ C}$  und 762 mm Qu. am Boden,  $0,5^0 \text{ C}$  Wärmeabfall auf 100 m) berechneten Werte der verhältnismäßigen Dichteabnahme an. Es beträgt in Hundertteilen der Bodendichte in der Höhe

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10 km	
die Dichte	90	81	73	65	58	52	46	41	36	32 vH

### 3. Bewegte Luft, Staudruck.

Wir haben in Abschn. 1 von der Veränderlichkeit des Luftdruckes mit der Höhe gesprochen; die dort aufgestellten Gesetze gelten sowohl für ruhende Luft wie für gleichförmig bewegte (Wind). Im Großen kommen auch andere als gleichförmige Bewegungen für uns nicht in Betracht. Dagegen haben wir es in der nahen Umgebung der Flugzeuge noch mit einer andern Erscheinung zu tun, die der Besprechung an dieser Stelle bedarf: Durch die Bewegung des Flugzeuges, wie

überhaupt durch jede Bewegung eines Körpers in der Luft, werden die Luftteilchen der nächsten Umgebung in eine ungleichförmige Bewegung versetzt. Denn die dem Körper zunächst liegenden Teilchen müssen mit der vollen Geschwindigkeit mitgehen oder ausweichen, bei den etwas ferner liegenden verliert sich diese Bewegung allmählich. In Zusammenhang mit dieser ungleichförmigen Geschwindigkeits-Verteilung steht eine Verschiedenheit des Druckes; der Druck ist, wie wir später sehen werden, auf der Unterseite eines Tragflügels immer größer als auf der Oberseite — übrigens die grundlegende Erscheinung für die Möglichkeit des Fliegens.

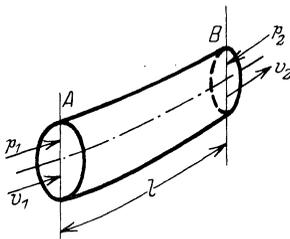


Abb. 7. Element eines Stromfadens.

Der Zusammenhang zwischen Druck- und Geschwindigkeits-Unterschieden wird durch das Grundgesetz aller Mechanik:

$$\text{Kraft} = \text{Masse} \times \text{Beschleunigung}$$

beherrscht. Um uns über die am Flugzeug auftretenden Erscheinungen zu verständigen, wollen wir uns zunächst vorstellen, daß das Flugzeug ruht und dabei von einem wagerecht gerichteten Luftstrom angeblasen wird. Die Bewegung der Luft hat dann die Eigenschaft „stationär“ zu sein, d. h. an jedem Ort geschieht im Laufe der Zeit immer dasselbe: Druck und Geschwindigkeit sind wohl von Punkt zu Punkt veränderlich, an jedem einzelnen Punkt aber mit der Zeit unveränderlich.

Denken wir uns nun, Abb. 7, eine Reihe geradlinig oder fast geradlinig hintereinander strömender Luftteilchen, deren Geschwindigkeit auf der Strecke  $AB = l$  von  $v_1$  auf  $v_2$  zunimmt. Wir wollen Kraft, Masse und Beschleunigung dieser Teilchen berechnen. Der Druck in A sei  $p_1$ , der Druck in B sei  $p_2$  und der mittlere Querschnitt des Luftfadens gleich  $f$ . Da dann die Kraft  $p_1 \cdot f$  in der Bewegungsrichtung,  $p_2 \cdot f$  in der entgegengesetzten wirkt, hat die resultierende Kraft für die betrachteten Luftteilchen die Größe  $(p_1 - p_2) \cdot f$ . Der Rauminhalt der Luftteilchen ist  $f \cdot l$ , daher die Masse  $\rho \cdot f \cdot l$ , weil  $\rho$  die Luftdichte oder die Masse der Raumeinheit bezeichnet. Es kommt also nur noch darauf an, die Größe der Beschleunigung zu bestimmen.

Beschleunigung ist die Geschwindigkeitszunahme in der Zeiteinheit. Wir haben vorausgesetzt, daß die Geschwindigkeit beim Durchlaufen der Strecke  $l$  von  $v_1$  auf  $v_2$  zunimmt. Wie groß ist die Zeit, in der diese Zunahme erfolgt? Setzen wir die mittlere Geschwindigkeit gleich  $\frac{v_1 + v_2}{2}$ , so ist die Zeit, gleich dem Quotienten aus Weg durch Geschwindigkeit,

$$l : \frac{v_1 + v_2}{2} = \frac{2l}{v_1 + v_2},$$

und die Beschleunigung demnach:

$$(v_2 - v_1) : \frac{2l}{v_1 + v_2} = \frac{v_2^2 - v_1^2}{2l}.$$

Multiplizieren wir diesen Ausdruck mit der Masse  $\rho \cdot f \cdot l$ , so erhalten wir  $\rho \cdot f \cdot \frac{v_2^2 - v_1^2}{2}$ , und wenn wir dieses Produkt aus Masse mal Beschleunigung der resultierenden Kraft  $(p_1 - p_2) \cdot f$  gleichsetzen, fällt der Querschnitt  $f$  heraus, und es bleibt:

$$\begin{aligned} p_1 - p_2 &= \rho \frac{v_2^2 - v_1^2}{2} \\ &= \rho \frac{v_2^2}{2} - \rho \frac{v_1^2}{2}, \end{aligned}$$

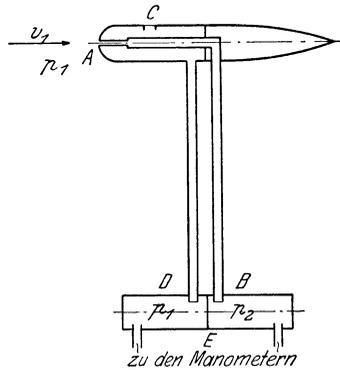


Abb. 8. Staugerät.

d. h. der Druckunterschied zwischen zwei Punkten ist gleich dem Unterschied der halben Produkte aus Dichte und Geschwindigkeits-Quadrat.

Dieses Gesetz gibt uns vor allem ein Mittel an die Hand, um Geschwindigkeiten zu messen. Die Messung geschieht durch ein sog. Staugerät, dessen Grundgedanken Abb. 8 darstellt. In letzter Linie wird hier die Messung der Geschwindigkeit (ähnlich wie die der Höhe mit Hilfe des Barometers) auf eine Druck-Bestimmung zurückgeführt. Man bringt das Ende  $A$  des Gerätes an die zu untersuchende Stelle, an der die unbekannte Geschwindigkeit  $v_1$  und der schon anderweitig bestimmte Druck  $p_1$  herrschen.

Innerhalb des Röhrens, das in  $A$  beginnt, dann rechtwinklig abbiegt und in die Kammer  $B$  einmündet, Abb. 8, verliert sich die Geschwindigkeit der Luftteilchen sehr rasch, so daß  $v_2 = 0$  zu setzen ist; es tritt demgemäß eine Druckerhöhung ein, die man durch Anschluß eines Manometers in  $B$  messen kann. Kennt man so den Druck  $p_2$  neben dem schon bekannten  $p_1$ , so kann man jetzt aus

$$p_2 - p_1 = \rho \frac{v_1^2}{2}$$

die gesuchte Geschwindigkeit  $v_1$  berechnen. Die vorstehende Gleichung geht aus der allgemeinen Beziehung hervor, sobald man darin  $v_2 = 0$  setzt. Das Gerät Abb. 8 ist überdies so eingerichtet, daß es zugleich die Messung von  $p_1$  ermöglicht, indem an  $D$  ein zweites Manometer angeschlossen wird (von der Öffnung  $C$  aus wird der Druck  $p_1$  nach  $D$  übertragen), oder unmittelbar die Messung der Differenz  $p_2 - p_1$ , indem der Druckunterschied zwischen  $B$  und  $D$  an der Scheidewand  $E$  bestimmt wird.

Für das in der Fluglehre sehr häufig auftretende Produkt aus Luftdichte und halbem Geschwindigkeits-Quadrat hat man eine eigene Bezeichnung eingeführt; man nennt es den Staudruck und setzt dafür in der Regel den Buchstaben  $q$ :

$$q = \rho \frac{v^2}{2}.$$

Im Anschluß an die Ausdrucksweise der Mechanik fester Körper kann man den Staudruck auch als die lebendige Kraft einer Raumeinheit Luft bezeichnen, da  $\rho$  die Masse der Raumeinheit ist. Gemessen wird  $q$ , so wie der Luftdruck, in kg pro Flächeneinheit, also für uns immer in kg/m<sup>2</sup>. Z. B. entspricht einer Geschwindigkeit  $v = 40$  m/sek bei der normalen Luftdichte  $\rho = 1/8$  der Staudruck

$$\frac{1}{8} \cdot \frac{1600}{2} = 100 \text{ kg/m}^2.$$

Da wir die Dichte stets als bekannt voraussetzen dürfen, ist für uns der Staudruck einfach ein Maß der Geschwindigkeit, ähnlich wie die Höhe der Quecksilbersäule ein Maß des Luftdruckes ist. Wir können auch leicht eine anschauliche

Vorstellung vom Staudruck gewinnen. Stellen wir nämlich in einen mit der Geschwindigkeit  $v$  bewegten Luftstrom einen Körper hinein, so wird es an seiner Vorderseite einen Punkt geben, an dem die auftreffenden Stromfäden sich teilen. Zwischen den beiden Scharen sich teilender Stromfäden gibt es gerade eine Stromlinie (siehe z. B. Abb. 10), die an dem Körper endet. An dieser Stelle herrscht die Geschwindigkeit Null; der Punkt heißt „Staupunkt“ der Strömung. Die Druckdifferenz zwischen dem Staupunkt und einem Punkt der ungestörten Strömung, wo noch die Geschwindigkeit  $v$  besteht, ist genau gleich  $\rho \frac{v^2}{2}$ , also gleich dem zu  $v$  gehörigen „Staudruck“.

#### Zahrentafel 4.

Staudruck in  $\text{kg/m}^2$  für verschiedene Geschwindigkeiten und Luftdichten.

(Die den Luftdichten beigeetzten Höhenangaben beziehen sich auf 762 mm Qu und  $10^\circ \text{C}$  am Boden sowie den Temperaturgradient  $0,5^\circ \text{C}$  für 100 m).

Geschwindigkeit		Staudruck für die Höhe $h$ über dem Meeresspiegel, bzw. für die Luftdichte $\rho$						
$v$		$\rho = 0,128$	0,115	0,104	0,093	0,083	0,074	0,066
m/sek	km/Std	$h = 0 \text{ m}$	1000 m	2000 m	3000 m	4000 m	5000 m	6000 m
0	0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
5	18	1,60	1,44	1,30	1,16	1,04	0,93	0,83
10	36	6,40	5,75	5,20	4,65	4,15	3,70	3,30
15	54	14,40	12,94	11,70	10,46	9,34	8,33	7,43
20	72	25,60	23,00	20,80	18,60	16,60	14,80	13,20
25	90	40,00	35,94	32,50	29,06	25,94	23,13	20,63
30	108	57,60	51,75	46,80	41,85	37,35	33,30	29,70
35	126	78,40	70,44	63,70	56,96	50,84	45,32	40,43
40	144	102,40	92,00	83,20	74,40	66,40	59,20	52,80
45	162	129,60	116,44	105,30	94,16	84,04	74,92	66,82
50	180	160,00	144,00	130,00	116,00	104,00	92,50	83,00
55	198	193,60	173,94	157,30	140,66	125,54	111,13	99,83
60	216	230,40	207,00	187,20	167,40	149,40	133,20	118,80
65	234	270,40	242,94	219,70	196,46	175,34	156,32	139,43
70	252	313,60	281,75	254,80	227,85	203,35	181,30	161,70
75	270	360,00	323,44	292,50	261,56	233,44	208,13	185,63
80	288	409,60	368,00	332,80	297,60	265,60	236,80	211,20
85	306	462,40	415,44	375,70	335,96	299,84	267,33	238,43
90	324	518,40	465,75	421,20	376,65	336,15	299,70	267,30
95	342	577,60	518,94	469,30	419,66	374,54	333,93	297,83
100	360	640,00	575,00	520,00	465,00	415,00	370,00	330,00

Um die Umrechnung zu erleichtern, ist in Zahlentafel 4 für verschiedene Geschwindigkeits- und Dichte-Werte der aus der Formel  $q = \rho \frac{v^2}{2}$  berechnete Staudruck angegeben. Dabei sind die Dichte-Werte angenommen, die nach der mittleren Spalte der Zahlentafel 2, also für  $10^0$  Bodentemperatur und  $0,5^0$  Wärmeabfall auf 100 m den Höhen von 1000 zu 1000 m entsprechen.

Da der einem bewegten Körper von der Luft entgegengesetzte Widerstand dem Staudruck annähernd proportional ist, wie im nächsten Abschnitt gezeigt werden soll, kann man aus vorstehender Zahlentafel z. B. entnehmen, daß bei Stundengeschwindigkeiten von 90 bzw. 234 km in Bodennähe ungefähr der gleiche Luftwiderstand herrscht wie in 6 km Höhe bei den Geschwindigkeiten von 126 bzw. 324 km pro Stunde.

Führt man die Bezeichnung  $q$  in die oben abgeleitete Formel für die Druckdifferenz ein, so erhält man  $p_1 - p_2 = q_2 - q_1$  oder

$$p_1 + q_1 = p_2 + q_2,$$

in Worten: die Summe aus Luftdruck und Staudruck ist an allen Stellen eines bewegten Luftfadens gleich. Für unsere Probleme ist überdies, wie man leicht erkennt, diese Summe auch für die verschiedenen einzelnen Luftfäden gleich, (weil nämlich in einiger Entfernung vom Flugzeug  $q$  und  $p$  als konstant angesehen werden darf), so daß man überhaupt von einer Konstanz der Summe von Luftdruck und Staudruck sprechen kann: Je größer an irgendeiner Stelle die Geschwindigkeit und damit der Staudruck, um so kleiner der Luftdruck, und umgekehrt. Dieser Satz läßt uns in vielen Fällen das Zustandekommen der verschiedenen Luftkräfte besser verstehen. Man bezeichnet die Gleichung  $p_1 + q_1 = p_2 + q_2$  vielfach als die „Energiegleichung der strömenden Flüssigkeit“ oder nach ihrem Urheber als die „Bernoullische Gleichung“.

Man darf aber dieser Beziehung, so wichtig sie auch ist, nicht eine Bedeutung beimessen, die über das, was ihr nach der Ableitung zukommt, hinausgeht. Wir haben bei der Ableitung angenommen, daß außer den beiden Druckkräften  $p_1 \cdot f$  und  $p_2 \cdot f$  keinerlei andere Kräfte auf die Luftteilchen wirken. Dies ist nicht genau richtig, da bewegte Luft sich bis zu einem gewissen Grade wie eine zähe Masse verhält, in der noch innere Kräfte verschiedener Art, ähnlich der Reibung

fester Körper, wirksam sind. Daher stimmt auch die Konstanz der Summe von Luftdruck und Staudruck in solchen Fällen nicht, in denen die Zähigkeit eine größere Rolle spielt. Bei der Anwendung des Satzes ist auch zu beachten, daß er unter der Voraussetzung stationären Verhaltens der Luft gewonnen wurde, d. h. unter der Annahme, daß an ein und derselben Stelle des Raumes dauernd die gleiche Geschwindigkeit herrscht. Wir müssen also immer von der Vorstellung ausgehen, daß das Flugzeug oder der Körper, dessen Luftkräfte wir ins Auge fassen, ruht und von einem Windstrahl getroffen wird (so wie beim Versuch im Luftkanal); dort, wo die auftreffenden Luftteilchen gebremst werden, also geringere Geschwindigkeit haben, ist dann der Druck erhöht usf.

Eine zweite allgemeine Beziehung, die ähnlich wie die Bernoullische Gleichung den Einblick in das Zustandekommen der von der Luft ausgeübten Kräfte fördert, finden wir durch folgende Überlegung. Es sei zunächst wieder vorausgesetzt, daß die Bewegung stationär erfolgt, d. h. daß dauernd an gleichen Stellen des Raumes das gleiche geschieht. Die in der Bewegung aufeinanderfolgenden Teilchen erfüllen einen Stromfaden wie in Abb. 7. Wir haben in der Abb. 9 einen solchen Stromfaden wieder gezeichnet und ihn dabei der Länge nach in einzelne Stücke eingeteilt, deren jedes den gleichen Rauminhalt  $V$  aufweist: dort wo die Röhre dicker wird, ist die Höhe des abgeteilten Stückes geringer und umgekehrt. Wir können die Größe  $V$  und damit den Abstand der Teilstriche so bemessen, daß die Entfernung von einem zum nächsten gerade dem in einer Sekunde zurückgelegten Weg entspricht. Die Größe  $V$  bezeichnet dann die „pro Sekunde durch den Faden fließende Luftmenge“. Im Zeitraum einer Sekunde verändert sich der Zustand derart, daß das Stück 1 an die Stelle von 2, das Stück 2 an die Stelle von 3 tritt usf. Sind die Geschwindigkeiten der einzelnen Stücke der Reihe nach  $v_1, v_2, v_3$  usf., so erfährt das erste Stück von der Größe  $V$  offenbar gerade die Beschleunigung  $v_3 - v_1$  (nämlich Geschwindigkeitszunahme dividiert durch die Zeitdauer eine Sekunde). Der hierzu notwendige Kraftaufwand beträgt nach dem

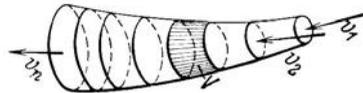


Abb. 9. Stromfaden.

Grundgesetz der Mechanik: Kraft = Masse  $\times$  Beschleunigung,  $\rho V(v_2 - v_1)$ . Ebenso erfordert die Geschwindigkeitsänderung, die das Stück 2 des Stromfadens gerade erfährt, den Kraftaufwand  $\rho V(v_3 - v_2)$ . Beide Kräfte zusammen geben die Größe  $\rho V(v_2 - v_1 + v_3 - v_2) = \rho V(v_3 - v_1)$ . Addiert man jetzt noch die Kraft, die das dritte Stück erfährt und die offenbar die Größe  $\rho V(v_4 - v_3)$  besitzt, so erhält man als Summe der drei Kräfte  $\rho V(v_3 - v_1 + v_4 - v_3) = \rho V(v_4 - v_1)$ . So geht die Rechnung weiter, und man sieht, daß die Gesamtsumme aller Kräfte, die nötig sind, um die stationäre Bewegung in dem Faden aufrecht zu erhalten, nichts anderes ist als das Produkt von  $\rho V$  in die Differenz: Endgeschwindigkeit weniger Anfangsgeschwindigkeit. Oder anders ausgedrückt: Die Kraftwirkung, die die stationäre Bewegung in einem Stromfaden begleitet oder aufrechterhält, ist gleich dem Produkt aus den drei Faktoren: Dichte  $\rho$ , sekundlich durch den Faden fließende Menge  $V$  und Geschwindigkeitszuwachs im Faden  $v_n - v_1$ .

In dieser Betrachtung haben wir vorausgesetzt, daß man Geschwindigkeiten (und Kräfte) so addieren bzw. subtrahieren kann wie einfache Zahlen. Das ist nur dann ohne weiteres richtig, wenn es sich um untereinander gleichgerichtete Geschwindigkeiten (bzw. Kräfte) handelt, wenn also der betrachtete Stromfaden geradlinig verläuft. Bildet er eine beliebige ebene Kurve etwa in einer Vertikalebene, so muß man so verfahren, daß man jede Kraft und jede Geschwindigkeit erst in ihre wagrechte und lotrechte Komponente zerlegt und dann mit diesen Komponenten wie mit einfachen Zahlen rechnet. Der abgeleitete Satz sagt dann Doppeltes aus, nämlich: Damit die stationäre Bewegung in dem gekrümmten Stromfaden bestehe, muß eine wagrechte und lotrechte Kraft vorhanden sein; die erstere gleich  $\rho V$  mal dem Zuwachs an Wagrechtgeschwindigkeit, die letztere gleich dem Produkt von  $\rho V$  in die Zunahme an lotrechter Geschwindigkeit zwischen Beginn und Ende des Fadens. (Bei einer doppelt gekrümmten Bahnkurve gilt der Satz analog für drei Komponenten.) Dieser Satz, den man den Impulssatz oder Satz von der Bewegungsgröße nennt, wird uns später manche aufklarende Bemerkung gestatten. Seine Geltung ist nur daran gebunden, daß die betrachtete Bewegung stationär

ist. Dagegen ist — anders als bei Ableitung der Bernoullischen Gleichung — nichts darüber vorausgesetzt, ob Reibungs(Zähigkeits)einflüsse in der Luft wirksam sind oder nicht.

Mit den Druckunterschieden in der Umgebung des Flugzeuges sind nach unseren Ausführungen in Abschn. 2 natürlich auch Dichteunterschiede verbunden. Daß diese aber nur sehr unbedeutend sind, erkennt man an folgendem Beispiel. Wir haben oben für die immerhin schon beträchtliche Geschwindigkeit von 40 m/sek oder 144 km/St den Staudruck gleich  $100 \text{ kg/m}^2 = 0,01 \text{ kg/cm}^2 = 0,01 \text{ at}$  gefunden. Da der Luftdruck ungefähr 1 at beträgt, macht somit eine Druckerhöhung, die dem ganzen Staudruck entsprechen würde, erst etwa 1 vH aus, und da die Dichte (vgl. Abschn. 2) dem Druck proportional ist, würde auch diese nur um 1 vH zunehmen. Solche Unterschiede dürfen wir wohl vernachlässigen und daher die Dichte in der unmittelbaren Umgebung des Flugzeuges als eine konstante Größe ansehen.

#### ④ Allgemeines über den Luftwiderstand.

Wird irgendein Körper mit einer Geschwindigkeit  $v$  durch die Luft bewegt, so entstehen, wie wir eben überlegt haben, in seiner unmittelbaren Umgebung Druckunterschiede. Im allgemeinen wird der Druck auf der Vorderseite des Körpers größer, auf der Hinterseite kleiner werden, so daß eine resultierende Kraft entsteht, die der Bewegung entgegenwirkt, und die man Luftwiderstand nennt.

Die physikalischen Grundlagen des Luftwiderstandes von angeströmten Körpern sind erst in den letzten Jahrzehnten klargelegt worden. Wird ein zunächst

ruhender Körper in einem völlig reibungsfreien Medium in Bewegung gesetzt, so kann nach den Sätzen der klassischen Hydrodynamik kein Widerstand des Körpers entstehen. In einem solchen Medium schmiegen sich die Stromlinien der Körperoberfläche an. Nun sind die physikalischen Medien, z. B. Luft, nicht völlig reibungsfrei, insbesondere ist der Reibungseinfluß

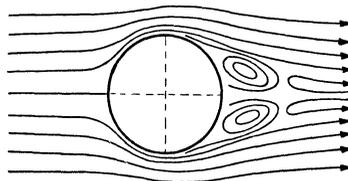


Abb. 10.  
Strömung um ein Kreisrohr.

in unmittelbarer Nähe der Körperoberfläche recht erheblich und verursacht in vielen Fällen ein Strömungsbild, das von dem in einem völlig reibungsfreien Medium zu erwartenden erheblich abweicht. Die Strömung um ein Kreisrohr z. B. verläuft nach Abb. 10. Im rückwärtigen Teil des Körpers schmiegen sich die Stromlinien nicht mehr der Körperoberfläche an, sondern lösen sich ab; es bildet sich ein von Wirbeln erfüllter Totraum. Im Wirbelraum herrscht ein geringerer Luftdruck als auf der Vorderseite des Körpers, so daß ein Widerstand des Körpers entsteht. In einer völlig reibungsfreien Strömung würde das Strömungsbild auf der Rückseite des Rohres genau so aussehen wie auf der Vorderseite, der Luftdruck an gegenüberliegenden Punkten der Rohroberfläche wäre der gleiche, die Luftkräfte auf Vorder- und Rückseite würden sich gerade aufheben und keinen resultierenden Widerstand bilden.

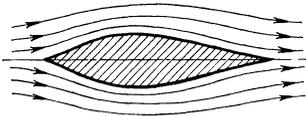


Abb. 11. Stromlinienkörper.

Ein derartiges Strömungsbild läßt sich auch versuchsmäßig gewinnen; es entsteht im ersten Augenblick des „Anfahrens“, wenn man das zunächst ruhende Rohr in Bewegung setzt. Sehr bald wird jedoch durch den Einfluß der Reibung in der Nähe der Körperoberfläche die Strömungsform entsprechend Abb. 10 umgebildet.

Es ist von großer praktischer Bedeutung, daß man Körperumrißformen finden kann, bei denen ein Abheben der Strömung auf der Rückseite des Körpers weitgehend unterdrückt ist. Es sind das die Stromlinienkörper, bei denen die Rückseite der Form der abfließenden Strömung angepaßt ist (siehe Abb. 11). Auf die Ausbildung der Vorderseite der Körper kommt es dabei weniger an. Ein solcher Stromlinienkörper hat tatsächlich einen äußerst geringen Widerstand, der nur einen Bruchteil des Widerstandes einer Kugel von gleicher Stirnfläche beträgt<sup>1)</sup>. (Unter Stirnfläche eines Körpers versteht man die Projektion seines Umrisses auf eine Ebene senkrecht zur Anströmrichtung.)

<sup>1)</sup> Auf die große Bedeutung der Körper mit Stromlinienform hat wohl als erster hingewiesen: Lanchester, F. W.: Aerodynamik, ein Gesamtwerk über das Fliegen. 2 Bde. Leipzig: B. G. Teubner 1909/11. Das Buch ist sehr anregend, verhältnismäßig leicht verständlich, enthält hier und da nicht ganz einwandfreie Schlüsse.

Wir haben bis jetzt den Luftwiderstand eines Körpers dadurch erklärt, daß auf seiner Vorder- und Rückseite ein verschieden hoher Druck herrscht, und dabei angenommen, daß dieser Druck senkrecht auf der Körperoberfläche steht. Man nennt den bisher besprochenen Widerstand Druckwiderstand. Er ist nur in indirekter Weise durch die Luftreibung verursacht. In Wirklichkeit ist aber längs der ganzen Oberfläche der Druck nicht genau senkrecht auf das Flächenstück zu gerichtet, auf das er wirkt, sondern hat eine kleine, der Bewegungsrichtung des Körpers entgegengesetzte, tangentielle Komponente; die Resultante dieser Teilkräfte nennt man den Reibungswiderstand. Eine sehr dünne ebene Platte, die, an den Kanten zugespitzt, in ihrer Ebene selbst bewegt wird, würde vielleicht am reinsten den Fall bloßen Reibungswiderstandes darstellen. Die Beobachtung zeigt, daß die Luft unmittelbar an dem bewegten Körper haftet, d. h. überall, wo der Luftstrom die Körperoberfläche berührt, wird die Luft mit der vollen Geschwindigkeit des Körpers mitgenommen; aber schon in sehr kleinen Abständen, oft von Bruchteilen eines Millimeters, treten erheblich geringere Geschwindigkeiten auf. Die schmale Zone, innerhalb deren dieser starke Geschwindigkeitsabfall erfolgt<sup>1)</sup>, ist der Sitz der Reibungskräfte, deren Resultierende den Reibungswiderstand ergibt.

Größenordnungsmäßig ist bei den für uns in Frage kommenden Körpern der Anteil des Reibungswiderstandes am Gesamtwiderstand wesentlich geringer als der Anteil des Druckwiderstandes. Wir können daher mit einiger Näherung ein Widerstandsgesetz annehmen, wonach der Widerstand eines angeströmten Körpers proportional ist dem Strömungsdruck an irgendeiner Stelle des Körpers. Wir wählen hierfür den Staupunkt des Körpers, also

---

<sup>1)</sup> Man nennt diese Zone auch die Grenzschicht des Körpers, deren theoretische und experimentelle Untersuchung durch L. Prandtl und seine Schüler viel zur Aufklärung des Luftwiderstandsvorganges beigetragen hat. Denn die Vorgänge in der Grenzschicht sind es auch, die das oben erwähnte Abheben der Strömung verursachen. Die Prandtl'sche Grenzschichttheorie ist in übersichtlicher Weise dargestellt in dem von L. Prandtl verfaßten „Abriß der Lehre von der Flüssigkeits- und Gasbewegung“ (Handwörterbuch der Naturwissenschaften, Bd. 4). Jena: G. Fischer 1913. Neuere Bearbeitung: L. Prandtl, Abriß der Strömungslehre. Braunschweig: Fr. Vieweg 1931.

denjenigen Punkt, an dem die Stromlinie senkrecht auf die Körperoberfläche auftrifft. Das heißt, wir setzen den Widerstand proportional dem Staudruck  $q$  der Strömung. Wird der Staudruck der Strömung erhöht, dann erhöhen sich unter der Voraussetzung, daß das Strömungsbild unverändert bleibt, die Drucke an allen Stellen der Körperoberfläche im entsprechenden Verhältnis, also auch der Widerstand. Außerdem ist der Widerstand proportional der Oberfläche  $O$  des Körpers. Wir können das Widerstandsgesetz in der Form schreiben:

$$W = q \cdot O \cdot c.$$

Hierin ist  $c$  eine dimensionslose Zahl, deren Größe von der Strömungsform abhängt. Da die Oberfläche eines Körpers verhältnismäßig schwer zu messen ist, verwendet man in der

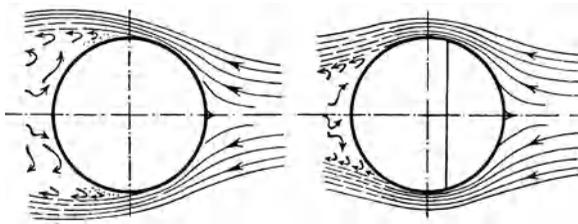


Abb. 12. Strömung um eine Kugel.

Widerstandsformel an Stelle von  $O$  die Stirnfläche  $F$  des Körpers. Das Widerstandsgesetz heißt dann:

$$W = q \cdot F \cdot c_w,$$

wobei  $c_w = \frac{c}{F} \cdot O$  ist. Der Widerstandsbeiwert  $c_w$  hängt genau wie  $c$  von der Form der Strömung um den Körper ab. Diese Strömungsform ist erstens bedingt durch die Körpergestalt, so daß der Widerstandsbeiwert  $c_w$  von den geometrischen Formen des Körpers abhängt. Zweitens ist die Strömung aber auch abhängig von der Geschwindigkeit, mit welcher der Körper angeströmt wird. Abb. 12 zeigt die Strömung um eine Kugel. Das linke Bild entspricht einer kleinen Geschwindigkeit, das rechte einer größeren Geschwindigkeit. Der von Wirbeln erfüllte Totraum ist bei der größeren Geschwindigkeit kleiner geworden, und die Messung ergibt, daß auch der Widerstandsbeiwert  $c_w$

für größere Geschwindigkeiten kleiner ist als bei kleineren Geschwindigkeiten. Das bedeutet nicht, daß der Widerstand  $W$  bei größeren Geschwindigkeiten kleiner geworden ist, denn der Widerstand  $W$  ist außerdem proportional dem Staudruck der Strömung, der mit dem Quadrat der Geschwindigkeit zunimmt.

Der Übergang von der einen zur anderen Strömungsform in Abb. 12 erfolgt nicht allmählich, sondern setzt bei einer bestimmten kritischen Geschwindigkeit verhältnismäßig plötzlich ein. In Abb. 13 sind die Widerstandsbeiwerte von zwei Ellipsoiden und einer Kugel in Abhängigkeit von der Anströmgeschwindigkeit aufgetragen. In allen drei Fällen gibt es eine mehr oder

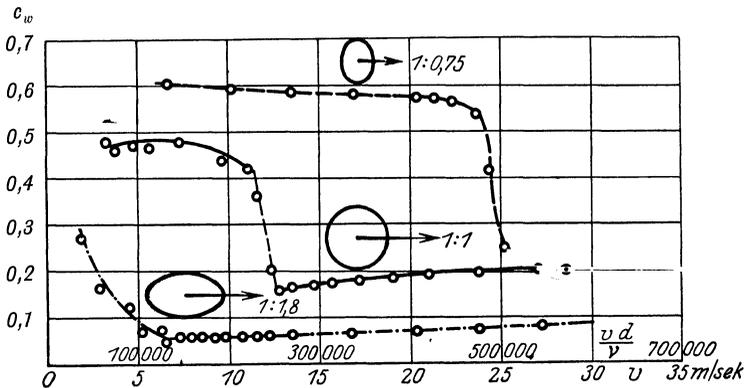


Abb. 13. Widerstandsbeiwerte für Kugel und Ellipsoid.

weniger scharfe Geschwindigkeitsgrenze, oberhalb der der Widerstandsbeiwert stark abfällt. Diese Grenze liegt um so tiefer, je mehr der Körper sich der Stromlinienform nähert. Die kritische Geschwindigkeit ist am geringsten für ein in der Bewegungsrichtung gestrecktes Ellipsoid<sup>1)</sup>.

Wir sahen bisher, daß bei gleichbleibender Größe des Körpers die Strömungsform von der Strömungsgeschwindigkeit ab-

<sup>1)</sup> Abb. 13 ist den für jeden Flugtechniker überaus wichtigen Veröffentlichungen des Göttinger Institutes entnommen, die den Titel führen: Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen, unter Mitwirkung von C. Wieselsberger und A. Betz herausgegeben von L. Prandtl. Bisher erschien: 1. Lieferung, 2. Aufl. 1923, 2. Lieferung 1923, 3. Lieferung 1927 und 4. Lieferung 1932. München und Berlin: R. Oldenbourg.

hängt. Es zeigt sich nun, daß auch die absolute Größe des Körpers, also nicht nur seine geometrische Form, einen Einfluß auf die Strömungsform und somit auf den Widerstandsbeiwert hat. Wir wollen jetzt eine Überlegung anstellen, die zeigen soll, unter welchen Umständen gleiche Strömungsformen zu erwarten sind. Wir gehen von der Tatsache aus, daß Luft genau genommen eine zähe Flüssigkeit ist, in der nicht nur Normaldrucke (Luftdruck), sondern zwischen zwei aneinander gleitenden Schichten auch Schubkräfte oder Tangentialspannungen auftreten können. Wenn etwa in Abb. 14 die rechts liegenden Teilchen vorauseilen, so wie es die eingezeichneten Geschwindigkeitspfeile in ihren verschiedenen Größen andeuten, so wirken

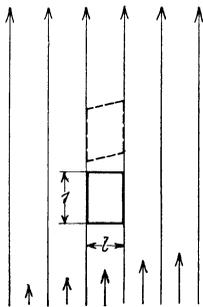


Abb. 14.

Stromschichten.

in jeder Schnittfläche, die den Geschwindigkeiten parallel ist, Tangentialkräfte, durch welche die Schichten auf der rechten Seite gehemmt, die auf der linken beschleunigt werden. Nach einer noch von Newton herührenden Vorstellung nimmt man an, daß die Größe der auf die Flächeneinheit entfallenden Schubkraft proportional, ist dem Geschwindigkeitsgefälle, also dem Quotienten Geschwindigkeitszunahme durch Abstand der Schichten. Wir haben also:

Schubspannung =  $\kappa \cdot$  Geschwindigkeitsgefälle, <sup>6</sup>

wobei  $\kappa$  ein Maß für die Zähigkeit der Luft ist.  $\kappa$  hat entsprechend der obigen Gleichung die Dimension

$$\frac{\text{kg}}{\text{m}^2} : \frac{\text{m}/\text{sek}}{\text{m}} = \frac{\text{kg} \cdot \text{sek}}{\text{m}^2}.$$

Die Strömung hängt außer von der Zähigkeit weiter ab von der Dichte der Luft  $\rho$  (Dimension:  $\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} : \frac{\text{m}}{\text{sek}^2} = \frac{\text{kg} \text{ sek}^2}{\text{m}^4}$ ) und von einer kennzeichnenden Längenabmessung des umströmten Körpers. (Dimension  $m$ .) Aus den vier für die Strömung kennzeichnenden Größen: Zähigkeit  $\kappa$ , Dichte  $\rho$ , Strömungsgeschwindigkeit  $v$ , Längenabmessung  $l$  des umströmten Körpers läßt sich, wie man durch Einsetzen der Dimensionen erkennt, eine dimensionslose Zahl  $\frac{l \cdot v}{\kappa / \rho}$  bilden. Unter der Voraussetzung, daß,

abgesehen von der geometrischen Form des Körpers, die aufgezählten Größen die einzigen sind, die für die Strömung eine maßgebende Rolle spielen, ist die Strömung eindeutig gekennzeichnet durch den Zahlenwert des Ausdruckes

$$\frac{v \cdot l}{\nu / \rho},$$

da sich die vier Größen nur in dieser einen Weise zu einer dimensionslosen Zahl zusammenfassen lassen<sup>1)</sup>. Tatsächlich ist durch Versuche erwiesen worden, daß die Strömungsformen bei geometrisch ähnlichen Körpern nur noch von dieser Zahl, der sog. Reynolds'schen Kennzahl abhängen. Allerdings kommt es bei der geometrischen Ähnlichkeit zweier Körper nicht nur darauf an, daß die Umrißformen im großen geometrisch ähnlich sind, sondern daß außerdem die kleinen Unebenheiten der Oberfläche, die für den Luftwiderstand eine maßgebende Rolle spielen, ebenfalls geometrische Ähnlichkeit aufweisen. Man kann dies auch so ausdrücken, daß bei ähnlichen Körperformen auch die relative Rauigkeit der Oberfläche die gleiche sein muß, damit bei gleichen Reynoldsschen Kennzahlen ähnliche Strömungsformen entstehen.

Den Quotienten  $\nu/\rho$ , der nur von der Natur des Mediums, nicht von dem besondern Strömungsproblem abhängt, bezeichnet man schlechthin als Zähigkeitszahl des Mediums. Sie hat für Luft unter normalen Verhältnissen etwa den Wert 0,14, wenn cm und Sekunden als Maßeinheiten genommen werden, oder 0,000014, wenn man Meter und Sekunden benutzt; für Wasser von 20° C im ersten Fall den Wert 0,01, im zweiten 0,000001. Bezeichnet man die Zähigkeitszahl mit dem griechischen Buchstaben  $\nu$ , so zeigt unsere Überlegung, daß es auf den Ausdruck

$$\frac{l \cdot v}{\nu},$$

d. i. Länge mal Geschwindigkeit durch Zähigkeit, oder

<sup>1)</sup> Diese Art des Schließens beruht auf der leicht einzusehenden Forderung, daß jedes Naturgesetz sich in einer Form darstellen lassen muß, in welcher nur noch dimensionslose Größen vorkommen. Wäre nämlich diese Forderung nicht erfüllt, so könnte man beispielsweise durch Einsetzen in englischen Zoll statt Zentimetern, das Naturgesetz ändern, was ihm seinen Sinn nehmen würde.

Kennwert durch Zähigkeit, ankommt. Man wird also bei zwei Kugeln die gleiche Widerstandszahl erwarten dürfen, wenn beidemal das Produkt aus Durchmesser und Geschwindigkeit dividiert durch die Zähigkeitszahl des Mittels gleichen Wert gibt. Dies ist das Reynoldssche Ähnlichkeitsgesetz für die Kugel, bei der die einzige charakteristische Längenabmessung eben der Durchmesser ist<sup>1)</sup>. Beispielsweise hat eine Kugel von 28 cm Durchmesser mit 20 m/sek durch Luft bewegt die gleiche Widerstandszahl  $c_w$  (nicht den gleichen Widerstand  $W$ ) wie eine Kugel von 14 cm bei 40 m/sek in Luft oder wie eine Kugel von 2 cm Durchmesser bei 20 m/sek in Wasser (weil die Zähigkeit der Luft 14 mal so groß ist wie die des Wassers) usf.

In Abb. 13 sind den Abszissen auch die Werte des Ausdrucks  $d \cdot v : \nu$  (wo  $d$  den Durchmesser der Kugel bezeichnet), beigeschrieben. Auf diese Weise ist man in stand gesetzt, den Widerstand für eine Kugel beliebiger Größe, für beliebige Geschwindigkeiten und schließlich auch für verschiedene Medien mit Hilfe der Abb. 13 zu berechnen. Sei etwa der Durchmesser  $d = 10$  cm, die Geschwindigkeit in Luft  $v = 20$  m/sek, so hat man  $10 \cdot 2000 : 0,14 = 143\,000$ . Für diesen Wert zeigt die Linie  $c_w$  ungefähr gleich 0,50, so daß der Widerstand die Größe erhält:

$$W = c_w F \rho = c_w F \rho \frac{v^2}{2} = 0,5 \cdot 0,1^2 \frac{\pi}{4} \cdot \frac{1}{8} \cdot \frac{400}{2} = 0,098 \text{ kg}.$$

Ist aber die Kugel doppelt so groß, so hat man  $d \cdot v : \nu = 286\,000$  und hierfür zeigt Abb. 13 schon ein  $c_w$  von ungefähr 0,2, so daß der Widerstand

$$W = 0,2 \cdot 0,2^2 \frac{\pi}{4} \cdot \frac{1}{8} \cdot \frac{400}{2} = 0,157 \text{ kg}$$

wird, also nur etwa um die Hälfte größer als bei der kleinen Kugel, obgleich die Ansichtsfläche vervierfacht ist.

Im folgenden Abschnitt werden wir die Widerstandsbeizahlen der für den Flugzeugbau wichtigsten Körper angeben.

<sup>1)</sup> Eine andere Ableitung des Ähnlichkeitsgesetzes findet man in meinem Lehrbuch: Elemente der technischen Hydromechanik, Bd. 1, Leipzig: Teubner 1914, S. 48; eine allgemein verständliche Darstellung hierhergehöriger Fragen in dem Aufsatz von L. Hopf: Über Modellregeln und Dimensionsbetrachtungen. Naturwissenschaften 1920.

Wir wissen jedoch, daß eine vollständige Kennzeichnung des Verhaltens eines Körpers im Luftwiderstand durch Angabe einer einzigen Zahl überhaupt nicht zu erreichen ist, daß vielmehr genau genommen immer die Abhängigkeit des Widerstandsbeiwertes von der Reynolds'schen Kennzahl mit angegeben werden muß. Da, wie auch Abb. 13 zeigt, innerhalb gewisser Bereiche der Reynolds'schen Kennzahl die Widerstandsbeiwerte annähernd konstant sind, kann man sich praktisch darauf beschränken, gewisse feste Widerstandsbeizahlen bei der Berechnung der Flugzeuge zu verwenden. Es ist jedoch immer notwendig, festzustellen, ob innerhalb des interessierenden Flugbereiches wesentliche Veränderungen der Widerstandsbeizahlen zu erwarten sind. ]

### 5. Widerstandsbeizahlen verschiedener Körper.

Die in diesem Abschnitt angegebenen Widerstandsbeizahlen  $c_w$  verschiedener Körper sind aus den im Windkanal gemessenen Widerständen gewonnen. Es ist

$$c_w = \frac{W}{Fq}.$$

Der Widerstand  $W$  ist die Luftkraft, die in der Strömungsrichtung auf den Körper ausgeübt wird.  $F$  ist die Stirnfläche oder Ansichtsfläche des Körpers in der Strömungsrichtung,  $q$  der Staudruck der Strömung, für den wir in Abschn. 3 die Beziehung

$$q = \rho \cdot \frac{v^2}{2}$$

gefunden hatten. Hierin ist  $\rho$  die Luftdichte und  $v$  ist die Geschwindigkeit der Strömung in einiger Entfernung vom Körper (siehe auch Zahlentafel 4). Den Widerstand  $W$  erhalten wir bei gegebenem Widerstandsbeiwert aus der Widerstandsformel

$$W = c_w Fq.$$

Zunächst ein Beispiel, das uns über die große Bedeutung günstiger Formgebung von im Luftstrom befindlichen Teilen des Flugzeuges belehrt.

Ein zweistieliges Flugzeug älterer Bauart mit zwei Tragflächen (Doppeldecker) hat im ganzen 8 Stiele oder Streben, das sind Verbindungen zwischen der oberen und unteren Tragfläche (nämlich je 2 zu beiden Seiten, vorne und hinten).

Die Geschwindigkeit des Flugzeuges betrage 40 m/sek, das ist  $40 \cdot 3,6 = 144$  km/Std. Der Abstand der beiden Tragflächen, also die Länge der Stiele sei 1,6 m, die Breite 5 cm, mithin die Ansichtsfläche eines Stieles  $1,6 \cdot 0,05 = 0,08$  m<sup>2</sup>.

a) Kreisförmiger Stiel. Für Kreiszyylinder von großer Länge ist nach Versuchen der Beiwert  $c_w$  der Widerstandsformel im Mittel 1,0, sobald das Produkt der Geschwindigkeit in die Breite des Stieles nicht größer ist als etwa 7,2 m<sup>2</sup>/sek. Für größere Werte des Produktes fällt  $c_w$  auf 0,3 bis 0,4. Da die Breite unseres Stieles 0,05 m beträgt, findet man aus der Gleichung:

$$0,05 \cdot v = 7,2$$

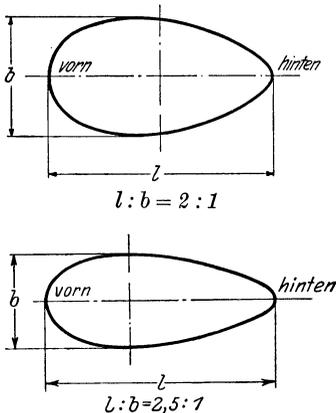


Abb. 15. Ovalrohre.

die obere Grenze der Geschwindigkeit, für die der Beiwert 1,0 noch gilt, zu  $v = 144$  m/sek. Wir befinden uns also mit der angenommenen Geschwindigkeit von 40 m/sek unterhalb dieser Geschwindigkeit und müssen mit dem großen Beiwert 1,0 rechnen. Der Widerstand hat somit bei normaler Luftdichte nach der Widerstandsformel die Größe  $W = 1,0 \cdot 0,08 \cdot \frac{1}{16} \cdot 40 \cdot 40 = 8,0$  kg. Für sämtliche 8 Stiele zusammen ist  $W = 8,0 \cdot 8 = 64$  kg. Wieviel PS braucht man, um diesen Wider-

stand zu überwinden? Die Leistung beträgt  $64 \text{ kg} \cdot 40 \text{ m/sek} = 2560 \text{ kgm/sek}$ . Da  $1 \text{ PS} = 75 \text{ kgm/sek}$ , so ist die erforderliche Propellerleistung  $2560 : 75 = 34,2$  PS. Rund 30 vH der Motorleistung gehen aber im Propeller verloren, so daß nur rund 0,7 der Motorleistung ausgenützt wird (vgl. Abschn. 16). Demnach beträgt die nur zur Überwindung des Widerstandes der Stiele erforderliche Motorleistung  $34,2 : 0,70 = 48,7$  PS. Man sieht, daß es sich hier um einen ganz bedeutenden Teil der im Motor verfügbaren Leistung handelt.

b) Eiförmiges Profil (Ovalrohr). Das günstigste Verhältnis von Höhe zu Breite für einen Stielquerschnitt wäre mit Rücksicht auf die Festigkeit (da der Stiel nach allen Seiten gleichmäßig auszuknicken droht) das Verhältnis 1:1. Für den

Luftwiderstand ist aber ein längliches Profil mit einem Verhältnis 3:1 oder 2:1 wesentlich günstiger. Die in der Regel verwendeten, einseitig zugeshärften Ovalrohre (auch „Tropfenrohre“ genannt, Abb. 15) haben ein Verhältnis Länge : Breite etwa gleich 2:1 bis 2,5:1. Bei derartiger Querschnittsgestaltung ist naturgemäß der Widerstand stets kleiner als bei Kreisrohren. Nach Versuchen (vgl. Zahlentafel 5) nimmt der Beiwert  $c_w$  der Luftwiderstandsformel seinen kleineren Wert von im Mittel 0,10 bis 0,16 schon an für alle Produkte aus Geschwindigkeit in Breite, die größer als etwa  $0,3 \text{ m}^2/\text{sek}$  sind. Ist die Breite des Stiels z. B. wie oben gleich  $0,05 \text{ m}$ , so ergibt sich, daß der kleine Wert von  $c_w$  bereits für  $v = 6 \text{ m}/\text{sek}$  gilt. Ovalrohre haben daher gegenüber kreisförmigen einen doppelten Vorteil: ihre Widerstandszahlen sind infolge der günstigeren Strömungsformen an sich geringer und der niedrige Wert von  $c_w$  liegt im Bereiche noch brauchbarer Geschwindigkeiten. Da der Beiwert rund 10 mal kleiner ist als der Beiwert für Kreisform, ergibt sich hiernach die Motorleistung, die erforderlich ist, um den Widerstand der 8 Stiele zu überwinden, nicht mehr zu rund 50 PS, sondern zu etwa 5 PS. Dies ist eine Leistungsgröße von geringer Bedeutung, während Leistungen von 50 PS oder dergleichen nicht für den Widerstand der Stiele allein aufgewendet werden könnten.

Tatsächlich werden heute nur Rohre von Ovalform oder Kreisrohre mit Verschalung in Ovalform verwendet, soweit überhaupt noch im Luftstrom liegende Versteifungen und Rohre benutzt werden.

Kabel und kleinere Rohre haben einen größeren Widerstandsbeiwert als größere Querschnitte der gleichen Gestalt. Bei Kabeln, die eine Verschalung in Ovalform erhalten, kann mit doppelt so großen Beiwerten wie beim Ovalrohr gerechnet werden, also mit 0,32 bis 0,20. Oft werden jedoch Kabel nicht verschalt, sondern behalten ihre Kreisform, wobei der Beiwert  $c_w$  zu 1,0 bis 1,2 zu setzen ist. Vielfach, kommen statt der Drähte und Kabel gewöhnlicher Gestalt geeignet profilierte Drähte zur Verwendung, denen ein Beiwert  $c_w$  von etwa 0,40 zukommt.

Wenn ein Kreisrohr oder ein Kabel von Kreisquerschnitt nicht senkrecht gegen die Bewegungsrichtung steht, sondern unter einem spitzen Winkel, wie es Abb. 16 zeigt, so ergeben

die Versuche viel kleinere Widerstandszahlen, als dem Kreisquerschnitt, ja selbst als dem elliptischen Querschnitt entspricht, den das Rohr in dem durch die Bewegungsrichtung bestimmten Schnitt darbietet. Für einen Winkel von  $30^\circ$  zwischen Rohrachse und Bewegungsrichtung (wobei also ein Ellipsenquerschnitt entsteht, bei dem die große Achse das zweifache der kleinen ist) beträgt nach englischen Versuchen der Widerstand nur  $30 \text{ vH}$  des Widerstandes eines normal gestellten Kreisrohres. Dagegen weist ein normal gestelltes Rohr, dessen Achse eine Ellipse vom Achsenverhältnisse  $2:1$  ist, etwa  $50 \text{ vH}$  des Widerstandes eines Kreisrohres auf. Man muß daraus schließen, daß die „Staffelung“ der einzelnen Querschnitte den Luftwiderstand noch besonders herabdrückt.

Über die Widerstandsbeiwerte für verschieden gestaltete Körper gibt die Zahlentafel 5 Auskunft. In der letzten Spalte

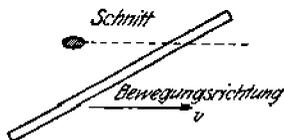


Abb. 16. Geneigte Strebe.

ist angedeutet, für welchen Abmessungsbereich die Beiwerte ungefähr gelten. Dabei ist zu beachten, daß, wie S. 33 erwähnt, es im wesentlichen auf das Produkt der Geschwindigkeit in eine Längsabmessung ankommt.

Dies Produkt, das man auch „Kennwert“ nennt, ist, abgesehen von den Zylindern in Zeile 2 und 3 der Tafel, aus dem Durchmesser des zur Bewegung senkrechten Querschnittes der Ansichtsfläche und der Geschwindigkeit gebildet. Bei den Zylindern, die als von sehr großer Länge vorausgesetzt sind, ist der Durchmesser bzw. die größte Breite der Basisfläche als Längsabmessung zur Bestimmung des Kennwertes benutzt. Behält man im Auge, was im vorangehenden Abschnitt über die Veränderlichkeit der Beiwerte gesagt worden ist, so wird man nicht übersehen, daß die Angaben der Zahlentafel nur ganz rohe Anhaltspunkte bieten können. Außer dem in dem Kennwert zum Ausdruck kommenden Einflüssen, der Geschwindigkeit und Größe des Widerstandskörpers treten bei den verschiedenen Versuchsanstalten unter sonst gleichen Verhältnissen oft recht erhebliche Unterschiede in den Versuchsergebnissen auf. Der Grund hierfür ist darin zu suchen, daß die Größe der Widerstandsbeiwerte in nicht geringem Maße von der in jeder Luftströmung vorhandenen Unruhe, der sogenannten Turbulenz,

abhängen. Die Atmosphäre weist im Mittel einen ganz bestimmten Grad von Turbulenz auf, ebenso ist die Strömung in jedem Windkanal in gewissem Maße turbulent. Die Widerstandsbeiwerte sind im allgemeinen kleiner in der Strömung mit der größeren Turbulenz. So sind die Widerstandszahlen der Göttinger Versuchsanstalt etwas größer als die von Eiffel angegebenen, was teilweise auf größere Unruhe oder „Turbulenz“ der Strömung im Eiffelschen Kanal zurückzuführen ist.

Die kleinste Widerstandszahl hat sich bei langgestreckten Drehkörpern, wie sie heute als Luftschiffkörper Verwendung finden (siehe die Skizze in Zahlentafel 5) ergeben. Für das günstigste Luftschiffmodell ist nach Göttinger Versuchen der Beiwert  $c_w$  kleiner als 0,06. Die Form ist vorn gut abgerundet, rückwärts zugeschärft und damit möglichst dem Stromlinienverlauf angepaßt. Die großen Lenkluftschiffe haben heute durchwegs derartige Formen. Allgemein kann gesagt werden, daß kleine Widerstandszahlen sich stets einstellen, wenn der Körper in seinem rückwärtigen Teil günstige Abflußverhältnisse für die Luft bietet.

Man darf jedoch nie vergessen, daß es nicht auf schöne Umrißformen allein ankommt, sondern auf die Vermeidung des Loslösens der Strömung und der Wirbel. Wenn man am Umfang eines sonst gut geformten Körpers Beschläge oder ähnliche Strömungshindernisse anbringt, so kann es geschehen, daß eine Ablösung der Stromlinien hervorgerufen wird, so, als ob der hintere Abflußteil gar nicht vorhanden wäre.

Zur Ergänzung der Zahlentafel 5 mögen noch folgende Angaben dienen<sup>1)</sup>.

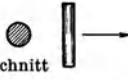
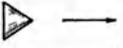
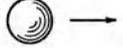
Flugzeugrumpfe, völlig glatt, ohne Beschläge, haben, wenn sie gute Umrißform besitzen, eine Widerstandszahl  $c_w$  von etwa 0,1 bis 0,2. Durch Anschlüsse, Beschläge usw., hauptsächlich auch durch den aus dem Umriß herausragenden Kopf des Führers und den dahinter angebrachten Windschutz, wird der Abfluß der Luft stark verschlechtert. Daher kann für eine

---

<sup>1)</sup> Die Lehr- und Handbücher der Flugtechnik enthalten stets zahlreiche Angaben über Luftwiderstandswerte. Man vergleiche z. B. R. Fuchs, L. Hopf und Fr. Seewald, *Mechanik des Flugzeuges*. Berlin: Julius Springer 1934/35 oder aus der amerikanischen Literatur: *Handbook of Aeronautics*. New York 1933.

## Zahlentafel 5.

## Luftwiderstand verschiedener Querschnittformen.

Gestalt des Körpers (→ bedeutet Bewegungsrichtung)	Beiwert $c_w$	Schädliche Fläche	Kennwert in $m^2/sek$
Ebene dünne Platte (von ungefähr gleicher Längen- und Breitenabmessung) senkrecht bewegt	 1,10 bis 1,20	0,85 $F$ bis 0,92 $F$	> 0,1
Kreiszylinder senkrecht zur Achse bewegt. Länge groß gegen Durchmesser	Querschnitt  1,10 bis 1,20 0,30 " 0,40	0,85 $F$ bis 0,92 $F$ 0,23 $F$ " 0,31 $F$	0,01 bis 3,0 > 7,1
Zylinder von ovalem Querschnitt. Desgl. (Tropfenrohr)	Querschnitt  0,16 bis 0,52 0,10 " 0,16	0,12 $F$ bis 0,40 $F$ 0,08 $F$ " 0,12 $F$	0,1 bis 0,3 > 0,3
Kreiszylinder in Richtung der Achse bewegt	 0,84 bis 1,04	0,65 $F$ bis 0,80 $F$	> 0,5
Kegel mit geschlossener Grundfläche	1:1  0,52	0,40 $F$	—
	1:2  0,34	0,26 $F$	—
Kugel	 0,40 bis 0,48 0,10 " 0,20	0,31 $F$ bis 0,37 $F$ 0,15 $F$ " 0,18 $F$	0,01 bis 3,3 > 3,6
	Offene Halbkugelschale (konkav)  1,32 bis 1,60	1,01 $F$ bis 1,23 $F$	> 1
	(konvex)  0,32 bis 0,34	0,25 $F$ bis 0,26 $F$	> 1
Kegel mit halbkugelförmigem Abschluß	 0,162	0,12 $F$	—
	 0,088	0,07 $F$	—
Ballonmodelle (Drehkörper)	 0,120	0,092 $F$	> 10
	 0,068	0,052 $F$	> 10
	 0,056	0,043 $F$	> 10

Rumpfform in praktischer Ausführung mit Beschlägen, Ausschnitten für die Besatzung herausragenden Motorteilen, Auftritten usw. die Widerstandszahl  $c_w$  zu 0,3 bis 0,5 geschätzt werden.

Für die Kühler, die an den Flugzeugen zur Kühlung des die Motorzylinder umspülenden Wassers angebracht werden, ergeben sich je nach der Bauart sehr verschiedene Beiwerte. Bei den üblichen Stirnkühlern in Kastenform ist  $c_w$  gleich 0,5 bis 0,8; hierbei gelten die größeren Werte für Kühler von größerer Tiefe, alles bezogen auf die Ansichtsfläche des ganzen Kastens.

Luftgekühlte Sternmotoren mit ihren herausragenden Zylinderköpfen erhöhen den Rumpfwiderstand ganz beträchtlich, wenn nicht der ganze Motor verkleidet wird, so daß die Außenform des Rumpfvorderteils glatt ist. Die Luft muß innerhalb der Verkleidung die Zylinder umströmen können, um die gewünschte Kühlwirkung zu erzeugen.

Flugzeugräder haben, wenn sie seitlich verschalt sind, nach Eiffel den Beiwert 0,5 bis 0,6, unverschalt 1,0 bis 1,2. Nach neueren Versuchen läßt sich dieser durch geeignete Verschaltung bis zu 0,24 herabdrücken.

Wenn man die im Windkanal gemessenen Einzelwiderstände der verschiedenen Flugzeugteile addiert und mit dem Gesamtwiderstand des Flugzeuges vergleicht, wird man oft die unangenehme Erfahrung machen, daß der gesamte Flugzeugwiderstand größer ist als die Summe der Widerstände seiner Teile. Die Luftwiderstände der Körper sind im allgemeinen am geringsten, wenn die Körper frei umströmt werden können und die Strömung nicht von benachbarten Körpern gestört wird. In Abb. 17 sind schematisch drei Lagen eines auf die Tragfläche aufgesetzten Körpers (Motorgondel) in der Strömungsrichtung gesehen gezeichnet. Die Anordnung 1 hat einen hohen Widerstand, der das zwei- bis dreifache des Widerstandes der in der ungestörten Strömung befindlichen Einzelteile betragen kann. Zur Abhilfe kann man entweder den Körper in größerem Abstand von der Tragfläche anordnen, Anordnung 2, oder man rückt den Körper so nahe an die Tragfläche heran, wie es möglich ist, und bringt eine Verkleidung

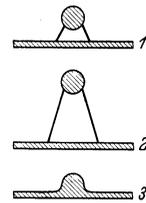


Abb. 17.  
Tragfläche  
mit aufge-  
setzter  
Motorgondel.

mit guten Übergängen an, so daß zwischen Körper und Tragfläche keine Luft vorbeiströmen kann, Anordnung 3. Sowohl Anordnung 2 wie auch Anordnung 3 haben einen erheblich geringeren Widerstand als Anordnung 1. Eine andere Stelle, deren geeignete Ausbildung eine erhebliche Widerstandsverringerung zur Folge hat, ist der Übergang der Tragfläche zum Rumpf. Abb. 18 zeigt wieder schematisch in Strömungsrichtung gesehen zwei Anordnungen von Rumpf und Tragfläche, von denen die erste einen großen, die zweite einen wesentlich verringerten Widerstand hat, obwohl die Ansichtsfläche durch Hinzufügung der Verkleidung größer geworden ist. Diese beiden Beispiele aus dem verwickelten Fragegebiet der gegenseitigen Beeinflussung der Widerstände von Flugzeugteilen müssen hier genügen.

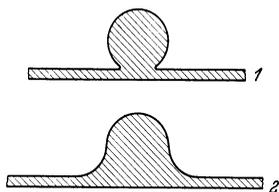


Abb. 18.  
Tragfläche und Rumpf.

Bei der Beurteilung der Güte eines Flugzeuges in bezug auf günstige Formgebung kann man den Gesamtwiderstandsbeiwert angeben, bezogen auf die Stirnfläche des Flugzeuges. Bei gegebener Motorleistung  $N$  und dazu gehöriger Fluggeschwindigkeit  $v$  des

Horizontalfluges ist der Widerstand  $W$  mit großer Annäherung gegeben durch die Leistungsgleichung

$$W \cdot v = N \eta \cdot 75,$$

wo  $N$  in PS gemessen ist,  $W$  in kg und  $v$  in m/sek.  $\eta$  ist der Wirkungsgrad des Propellers, der angibt, ein wie großer Bruchteil der Motorleistung im Propeller in Antriebsleistung umgesetzt wird. Für den Widerstand  $W$  kann man nach der Widerstandsformel setzen

$$W = c_w F \rho \frac{v^2}{2},$$

worin  $F$  die Stirnfläche des Flugzeuges ist, einschließlich der Stirnfläche des Tragflügels.

Ein Maß für die aerodynamische Güte eines Flugzeuges ist der Quotient

$$\frac{c_w}{\eta} = \frac{150 N}{F v^3 \rho}.$$

Je kleiner diese Zahl ist, desto aerodynamisch hochwertiger ist

das Flugzeug. Es wird für den Leser eine interessante Aufgabe sein, an Hand der in Zeitschriften veröffentlichten Unterlagen die Gütezahlen von verschiedenen Flugzeugmustern zusammenzustellen. Allerdings wird die Ermittlung der Ansichtsfläche eines Flugzeuges mit gewissen Schwierigkeiten verbunden sein, außerdem ist es gerade die Kunst des Konstrukteurs, für einen bestimmten Zweck mit einem Minimum an Ansichtsfläche auszukommen, so daß eine auf die Ansichtsfläche bezogene Gütezahl noch kein Maß für die Zweckmäßigkeit der Formgebung darstellt. Ein von diesen Bedenken freies recht anschauliches Maß für die aerodynamische Güte eines Flugzeuges ist die sogenannte schädliche Fläche, das ist die Fläche einer quadratischen Platte, die, senkrecht zur Plattenebene angeblasen, den gleichen Widerstand ergibt wie das Flugzeug. Natürlich ist der Widerstand der Platte abhängig von der Reynoldsschen Kennzahl. Für hohe Kennzahlen, also große Geschwindigkeiten und große Abmessungen, ist der Widerstandsbeiwert einer quadratischen Platte  $c_w = 1,3$ . Mit diesem Wert wollen wir bei Bestimmung der schädlichen Fläche  $f$  rechnen. Aus der Gleichung

$$W = c_w F q = 1,3 f q$$

ergibt sich die schädliche Fläche zu

$$f = \frac{c_w}{1,3} F.$$

Die Verwendung der schädlichen Fläche als Maß für die Güte eines Flugzeuges hat allerdings den Nachteil, daß jetzt eine Annahme über den Propellerwirkungsgrad  $\eta$  gemacht werden muß. Bei den üblichen Anordnungen kann man mit  $\eta = 0,76$  rechnen und erhält dann unter Verwendung der Gleichung für  $\frac{c_w}{\eta}$  die schädliche Fläche eines Flugzeuges durch

$$f = \frac{87 N}{v^3 \varrho},$$

oder wenn man sich auf Flugleistungen in Bodennähe beschränkt,  $\varrho = \frac{1}{8}$  setzt,

$$f = 700 \frac{N}{v^3}.$$

Die gesamte schädliche Fläche eines Flugzeuges durchschnittlicher Größe für etwa 1—3 Mann Besatzung bei rund 200 PS Motorkraft beträgt je nach der Bauart und Ausführung etwa  $0,60 \text{ m}^2$  bis  $1,2 \text{ m}^2$ . Die im letzten Kriege viel verwendeten Großflugzeuge mit zwei Motoren außerhalb des Rumpfes hatten eine schädliche Fläche bis etwa  $2,0 \text{ m}^2$ . Die heutigen großen Verkehrs- oder Bombenflugzeuge kommen auf  $3 \text{ m}^2$  und darüber. Bei den kleinen einsitzigen Kampf- und Sportflugzeugen vermindert sich der Betrag auf  $0,40 \text{ m}^2$  oder noch darunter. Um zu zeigen, wieweit man bei sorgfältiger Formgebung des Flugzeuges Verbesserungen gegenüber den üblichen Bauarten erzielen kann, sei das Flugzeugmuster Messerschmidt M 108 angeführt, das vier Personen bequem Platz gibt und nur eine schädliche Fläche von  $0,28 \text{ m}^2$  hat. In Zahlentafel 5 sind in der vorletzten Spalte die schädlichen Flächen der verschiedenen Körper angegeben.

## II. Die Tragfläche.

### 6. Wirkungsweise der Tragfläche, Auftrieb und Widerstand.

In den letzten beiden Abschnitten hatten wir angenommen, daß die Strömung auf die Körper nur eine Kraft in der Strömungsrichtung ausübt, eben den Luftwiderstand. Die von der Strömung ausgeübte Kraft rührt aber in erster Linie von den Druckunterschieden her, die infolge der Strömung an der Oberfläche des Körpers entstehen. Es ist nun eine der wichtigsten Grundtatsachen der Fluglehre, daß die Kraftwirkung, die der Luftdruck an einem Teilchen der Oberfläche eines Körpers ausübt, stets annähernd senkrecht auf dieses zu gerichtet ist. Es ist nicht notwendig, daß die Resultierende dieser, bei einem beliebig geformten Körper sehr verschieden gerichteten Einzeldrucke in die Geschwindigkeitsrichtung fällt, ja es muß überhaupt keine Einzelkraft sich als Resultierende ergeben<sup>1)</sup>. So ist es beispielsweise eine bekannte Erfahrung, daß der Rumpf eines Flugzeuges nicht nur Widerstand sondern auch Auftrieb er-

<sup>1)</sup> Die allgemeine Theorie des Gleichgewichtes fester Körper besagt, daß eine beliebige Gruppe einzelner Kräfte nicht immer einer einzigen Kraft gleichwertig ist.

hält. Damit ist nichts anderes gesagt als daß die Druckkräfte, die auf der Unter- und Oberseite des Rumpfes wirken, sich nicht ganz aufheben, wie etwa an einer wagerecht bewegten Kugel, sondern ein Überschuß der von unten nach oben wirkenden besteht. In diesem Kapitel werden wir uns ausführlich mit der Erscheinung des Auftriebs beschäftigen, die natürlich bei den Tragflächen oder Flügeln eine viel wesentlichere Rolle spielt als beim Flugzeugrumpf. Im vierten Kapitel werden wir dann sehen, wie die besonderen Richtungsverhältnisse der Luftkräfte bei einem Propeller sogar zu einer Zugkraft führen, wobei übrigens der Fall vorliegt, daß die Gesamtheit der Luftkräfte keine Einzelkraft zur Resultierenden hat, sondern die Verbindung einer Einzelkraft mit einem Kräftepaar. So sehr diese allgemeineren Formen der Wechselwirkung zwischen einem bewegten Körper und der umgebenden Luft von der einfachen Ausgangsvorstellung des Luftwiderstandes abweichen, sind doch in dem gemeinsamen Ursprung aller dieser Luftkräfte weitgehende Analogien begründet. Immer wieder werden uns Formeln begegnen, die der Gestalt der Luftwiderstandsformel:

$$W = c_w \cdot F \cdot q$$

vollständig analog sind. Es liegt darin ein allgemeines Gesetz, daß nämlich die Luftkräfte auf einen angeströmten Körper proportional sind dem Staudruck der Strömung und der Oberfläche des Körpers, wobei der Proportionalitätsfaktor, auch Luftkraftbeizahl genannt, allerdings nur innerhalb gewisser Bereiche der Reynoldsschen Kennzahl als annähernd konstant angesehen werden kann. Im übrigen hängen die Luftkräfte auf den Körper nur von den geometrischen Verhältnissen (Gestalt und Stellung des Körpers gegenüber der Strömungsrichtung) ab. Viele von den an den Begriff des Luftwiderstandes geknüpften allgemeinen Bemerkungen gelten dann sinngemäß auch für die verschiedenen Luftkräfte, die wir in der Folge kennen lernen werden: den Auftrieb und Rücktrieb der Tragfläche, die Zugkraft und Widerstandskraft der Luftschraube, die Luftkräfte an den Rudern (Steuerflächen) und Flossen. Im übrigen erinnern wir nochmals an die zu Beginn von Abschn. 3 gemachten Bemerkungen, wonach wir unsern Standpunkt so wählen wollen, daß von ihm aus betrachtet, die Strömung um das Flugzeug

stationär ist, d. h. wir beobachten die Strömung vom bewegten Flugzeug aus. Die Anströmungsrichtung ist dann entgegen der Bewegungsrichtung.

Die Wirksamkeit der Tragfläche ist in erster Linie von ihrer Querschnittsform, dem sogenannten Tragflächenprofil abhängig. In Abb. 19 ist ein solches Profil gezeichnet.

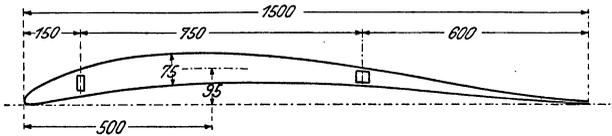


Abb. 19. Querschnitt durch eine Tragfläche.

Unter dem Anstellwinkel versteht man den Winkel, den die Sehne des Tragflächenprofils mit der Bewegungsrichtung bzw. Anströmungsrichtung einschließt. Der Anstellwinkel ist für dasselbe Flugzeug beim Fliegen in wagrechter Richtung, beim Steigen und Gleiten verschieden. Bei wagrechter Bewegung

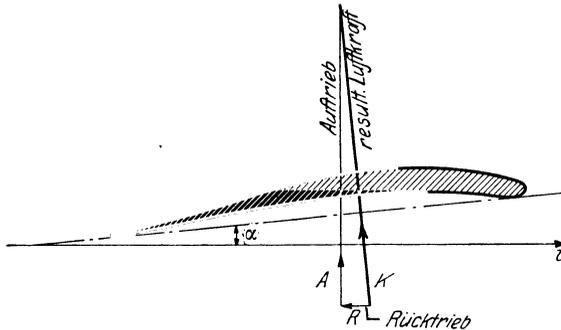


Abb. 20. Kräfte an der Tragfläche.

liegt der Anstellwinkel in der Regel zwischen  $1,5$  und  $4^\circ$ , bei sehr raschen Flugzeugen noch darunter, manchmal selbst unter Null (Winkel  $\alpha$  in Abb. 20).

Die Wirkungsweise der Tragfläche ist nun folgende.

Infolge der Bewegung in schräger Lage tritt vorne auf der Unterseite der Tragfläche eine Druckerhöhung der Luft, auf der Oberseite eine Druckerniedrigung ein. Der Druck ist daher auf der Unterseite größer als auf der Oberseite, und es wirkt eine

resultierende Luftkraft von unten nach oben. Da, wie oben hervorgehoben wurde, die Druckwirkung stets annähernd senkrecht zu den sie aufnehmenden Flächenteilchen gerichtet ist, die gesamte Tragfläche aber nicht viel von einer Ebene abweicht, so haben alle Teilkräfte ungefähr die gleiche Richtung: „senkrecht zur Tragfläche“. Die resultierende Luftkraft liegt also annähernd senkrecht zur Tragfläche, bzw. zur Sehnenrichtung, Abb. 20. Nach dem Satz vom Kräfteparallelogramm kann man eine solche geneigte Kraft in eine lotrechte und eine wagrechte Komponente zerlegen. Die lotrechte Komponente ist in unserem Falle nach aufwärts gerichtet, also entgegengesetzt der Schwerkraft und heißt daher Auftrieb; die wagrechte, infolge des kleinen Anstellwinkels verhältnismäßig kleine Komponente wirkt entgegen der Bewegungsrichtung und heißt der Widerstand der Tragfläche oder der Rücktrieb.

Das Wesen des Motorfluges (wie übrigens auch des Segelfluges) liegt in letzter Linie darin, daß bei der Bewegung einer Tragfläche durch die Luft Kräfte geweckt werden, die nicht lediglich der Bewegung entgegenwirken, also sie zu hindern suchen, sondern daß, wie eben gezeigt wurde, außer diesen Kräften auch anders gerichtete entstehen, die die Schwerkraft überwinden. Wird irgend ein gewöhnlicher Körper, z. B. ein zylindrischer Stab, durch die Luft bewegt, so entsteht im wesentlichen nur ein Widerstand; eine geeignet geformte „Tragfläche“ ergibt neben dem Widerstand einen Auftrieb.

Der Quotient Rücktrieb: Auftrieb heißt aus Gründen, die wir in Abschn. 11 kennen lernen werden, Gleitzahl der Tragfläche. Je geringer die Gleitzahl (d. h. also bei gegebenem Auftrieb auch der Widerstand) ist, um so besser ist die Tragfläche. Die Tragflächen der ersten Flugzeuge hatten Gleitzahlen von rund 0,2, d. h. der Rücktrieb betrug rund ein Fünftel des Auftriebes. Die kleinste bis jetzt erreichte Gleitzahl ist 0,05 bis 0,06, d. h. es ist der Rücktrieb der Tragfläche auf 5 bis 6 vH des Auftriebes heruntergedrückt. Die Gleitzahl ist jedoch für eine Tragfläche keine unveränderliche Größe, sondern sie ändert sich je nach dem Betriebszustand, d. h. sie ist für Steigen anders als für Wagrechtflug. Die angeführten Zahlen sind die Kleinstwerte für möglichst günstige Verhältnisse. Darüber wird noch später ausführlich zu sprechen sein.

Auf der Oberseite einer bewegten Tragfläche entsteht, wie oben besprochen wurde, eine Saugwirkung, auf der Unterseite eine Druckwirkung. Die durchschnittliche Saugwirkung ist in der Regel fast zweimal so groß wie die durchschnittliche Druckwirkung, d. h. es trägt zum Auftrieb die Luftverdünnung an der Oberseite annähernd doppelt so viel bei wie die Ver-

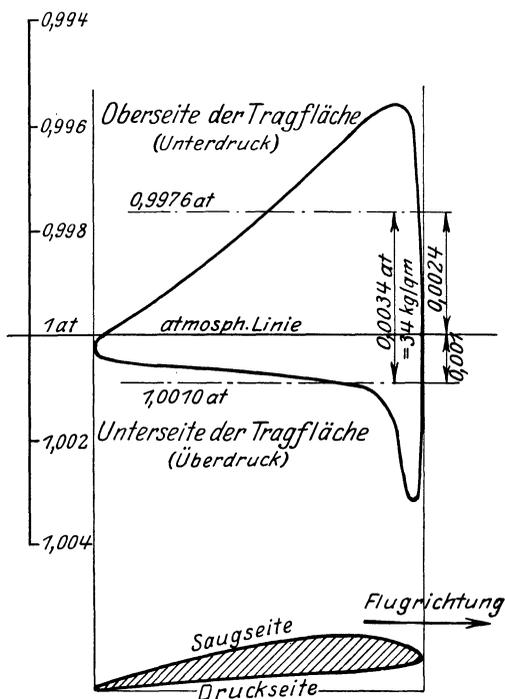


Abb. 21. Druckverteilung über die Tiefe einer Tragfläche.

drichtung an der Unterseite. Man kann daraus schließen, daß die richtige Ausbildung (Formgebung) der Oberseite der Tragfläche wichtiger ist, als die der Unterseite. Abb. 21 zeigt zwei Linien, die den Druckverlauf auf den beiden Seiten eines Tragflächen - Querschnittes für einen bestimmten Fall darstellen. Die durchgezogene wagrechte Gerade entspricht dem Luftdruck in der ungestörten Luft, der gleich 1 at gesetzt ist. Die untere Linie mit Drucken von mehr als 1 at bis etwa 1,003 at gibt die Pressung an der Unterseite

der Tragfläche wieder, die obere Linie, die bis 0,996 at reicht, entspricht den Unterdrucken auf der Oberseite der Tragfläche. Es beträgt also der größte Überdruck über dem atmosphärischen Druck unten  $0,003 \text{ at} = 30 \text{ kg/m}^2$ , der größte Unterdruck unter dem atmosphärischen Druck auf der Oberseite der Tragfläche  $0,004 \text{ at} = 40 \text{ kg/m}^2$ . Die mittleren Werte sind auf der Unterseite  $0,0010 \text{ at} = 10 \text{ kg/m}^2$ , auf der Oberseite  $0,0024 \text{ at} = 24 \text{ kg/m}^2$ . Im ganzen hat somit unsere Tragfläche in dem

betrachteten Querschnitt einen resultierenden mittleren Auftrieb von  $10 + 24 = 34 \text{ kg/m}^2$ . Das Beispiel ist einem Versuchsergebnis für 40 m/sec Fluggeschwindigkeit entnommen.

In vielen Darstellungen der Fluglehre findet man Erklärungen für die „Herkunft“ oder „Ursache“ des Auftriebs, die dem Anfänger als im Widerspruch mit dem hier Gesagten erscheinen könnten. Es heißt z. B., der Auftrieb rühre nur davon her, daß bei der Bewegung der Tragfläche durch die Luft bestimmte Luftmassen nach abwärts „geworfen“ werden. Eine andere, mehr wissenschaftliche Erklärung geht dahin, daß nur die „Zirkulation der Luft“ um den Flügel den Auftrieb bewirke usf. Die Verhältnisse liegen nun in der Tat so: Wenn wir eine Tragfläche durch die Luft bewegt denken, so ist damit nach den Gesetzen der Mechanik der Druck und die Geschwindigkeit der Luft in der ganzen Umgebung eindeutig bestimmt. Der Zustand der umgebenden Luft weist gleichzeitig einen Druckunterschied zwischen Ober- und Unterseite des Flügels, eine Zirkulation der Luft um den Flügel, endlich eine Abwärtsbewegung der Luft unterhalb des Flügels auf. Jede dieser drei Erscheinungen kann daher mit gleichem Recht als die „Ursache“ des Auftriebs angesehen werden.

Wie die Abwärtsbewegung oder das „Abwärtswerfen“ der Luftteilchen mit dem Auftrieb zusammenhängt, zeigt folgende auf den Impulssatz (Abschn. 3 S. 25) gestützte Überlegung. Denkt man sich das Flugzeug samt der es umgebenden Luft in eine genügend große Kugel eingeschlossen (die sich mit dem Flugzeug mitbewegt), so wirken auf die in der Kugel eingeschlossene Luftmenge — von ihrem Gewicht, das geringfügig ist, abgesehen — erstens Kräfte von außen her an der Kugeloberfläche, die sich aber aufheben, weil in genügender Entfernung vom Flugzeug einfach der ungestörte, also überall gleiche Luftdruck herrscht, und zweitens Kräfte von innen her, an den Teilen, mit denen die Luft das Flugzeug berührt. Diese letzteren Kräfte sind die Gegenwirkung der Kräfte, die von der Luft auf die Oberfläche des Flugzeuges ausgeübt werden, also diesen entgegengesetzt gerichtet und der Größe nach gleich. Wenn daher das Flugzeug einen Auftrieb erfahren soll, muß die Luftmasse eine resultierende abwärts gerichtete Kraft aufnehmen, und das ist nach dem Impulssatz nur möglich, wenn die Luft-

teilchen einen Geschwindigkeitszuwachs nach unten oder eine abwärts gerichtete Beschleunigung besitzen. Würde man die Luftmenge  $V$  kennen, die in jeder Sekunde in den Wirkungsbereich des Flügels ohne Vertikalgeschwindigkeit eintritt, und die Abwärtsgeschwindigkeit  $w$ , mit der sie diesen Bereich verläßt, so hätte man nach dem Impulssatz in dem Produkt  $\rho \cdot V \cdot w$  die Größe des Auftriebs  $A$ .

Um die Bedeutung der „Zirkulation“ und ihren Zusammenhang mit dem Auftrieb zu verstehen, denken wir uns das Flugzeug in Ruhe und von einem wagrechten Luftstrom angeblasen. Würden die Luftteilchen an der Ober- und Unterseite der Tragfläche mit ungefähr der gleichen Durchschnittsgeschwindigkeit entlang streichen, so müßte nach dem in Abschn. 3 abgeleiteten Satz, wonach die Summe aus Druck- und Geschwindigkeitshöhe immer gleichen Wert hat, auch der durchschnittliche Druck oben und unten gleich sein. In diesem Fall wäre also kein Auftrieb vorhanden. Ist aber Auftrieb da, somit der Druck unten größer als oben, so muß nach dem angeführten Satz die Geschwindigkeit oben größer und unten kleiner sein. Man kann sich das so vorstellen, als ob zu der gleichförmigen, ungefähr wagrechten und parallelen Bewegung noch eine Zusatzbewegung hinzukommt, die auf der Oberseite die Richtung des Anblasesstromes, auf der Unterseite die entgegengesetzte Richtung besitzt. Die Zusatzbewegung für sich betrachtet stellt demnach ein Umkreisen des Flügels dar, und zwar im Sinne des Uhrzeigers, wenn der Anblasesstrom von links kommt. Da dieser Strom entgegengesetzt zur Flugrichtung zu denken ist, besitzt ein Flugzeug, das wir nach links fliegen sehen, von unserm Beobachtungsstandpunkt aus Zirkulation der Luft im Uhrzeigersinn, andernfalls entgegen dem Uhrzeiger. Wie man die Zirkulation mißt und wie man aus ihrer Größe auf die des Auftriebes schließt, kann im Rahmen dieses Buches nicht erklärt werden<sup>1)</sup>.

---

<sup>1)</sup> Von dem Begriff der Zirkulation ausgehend hat N. Joukowski (und vor ihm teilweise schon E. Kutta) mit den Hilfsmitteln der theoretischen Hydromechanik die Größe des Auftriebs für bestimmte Tragflächenprofile berechnet. Die allgemeine Theorie für beliebige Profile, die auch zur Bestimmung der Lage der Auftriebskraft führt, ist vom Verfasser entwickelt worden in zwei Aufsätzen „Zur Theorie des Tragflächen-

Auftrieb und Tragflächenwiderstand sind Komponenten einer Luftkraft. Für sie gelten — vgl. die Bemerkungen am Beginn dieses Abschnittes — ähnliche allgemeine Gesetze wie für den im ersten Kapitel behandelten Luftwiderstand eines beliebigen Körpers. Nämlich: Die Kräfte sind unter sonst gleichen Verhältnissen proportional dem Staudruck der Strömung und der Tragflächengröße und im übrigen bestimmt durch eine Zahl, die jetzt „Beiwert des Auftriebes“ bzw. „Beiwert des Widerstandes“ heißt.

Bezeichnen wir den in kg gemessenen Auftrieb mit  $A$ , den Widerstand der Tragfläche oder Rücktrieb mit  $W$ , die Größe der Tragfläche in  $m^2$  mit  $F$ , endlich mit  $c_a$  und  $c_w$  die beiden Beiwerte, so gelten die Formeln:

$$A = c_a q F; \quad W = c_w q F.$$

Hierbei beachte man, daß  $F$  die Größe der Tragfläche ist (nicht die Ansichtsfläche, die in Abschn. 4 eingeführt wurde).

Beim Doppeldecker hat man natürlich für  $F$  die Summe beider Tragflächengrößen einzusetzen. Es ist jedoch zu beachten, daß Flächen, die nicht genügend voneinander entfernt sind, einander gegenseitig stören und daß dann ungünstige Verhältnisse entstehen. Man soll durchschnittlich den Abstand der beiden Tragflächen mindestens gleich der Flächentiefe machen.

Die Abhängigkeit des Auftriebs- und Widerstandsbeiwertes von der Reynoldschen Kennzahl ist bei Tragflächen verhältnismäßig gering. Im allgemeinen wird mit wachsender Kennzahl, also mit dem Wachsen der Abmessungen und der Anströmungsgeschwindigkeit die Widerstandsbeizahl etwas kleiner, die Auftriebsbeizahl etwas größer, so daß die Gleitzahl besser wird. Beim Vergleich von Windkanalmodellen mit der entsprechenden Großausführung kann man bis zu 10 vH Gleitzahlverbesserung der Großausführung gegenüber dem Modell beobachten. Oft

---

auftriebs“ in der Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch. 1917 H. 21/22 und 1920 H. 5 und 6. Die Theorie ist in zahlreiche Lehrbücher aufgenommen worden, z. B. in das genannte von Glauert. Als ausführliche Darstellung sei auch empfohlen: Harry Schmidt, Aerodynamik des Fluges, Berlin, Walter de Gruyter, 1929. Die umfassendste Darstellung der wissenschaftlichen Grundlagen der Flugtechnik ist gegeben in dem von W. F. Durand herausgegebenen sechsbändigem Handbuch „Aerodynamic Theory“, Berlin, Julius Springer, 1934—36.

hängen solche beobachteten Differenzen auch damit zusammen, daß Modell und Großausführung zwar in den Umrißformen, aber nicht in der Oberflächenbeschaffenheit geometrisch ähnlich sind, d. h. daß die relativen Rauigkeiten der Oberfläche nicht übereinstimmen. Vgl. S. 33. Eine gewisse Rolle für die Luftkräfte von Tragflügeln spielt auch die Turbulenz der Luftströmung.

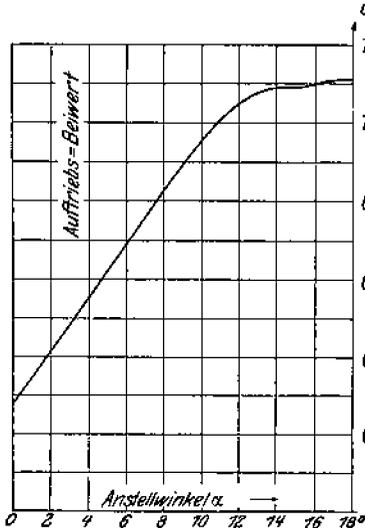


Abb. 22.

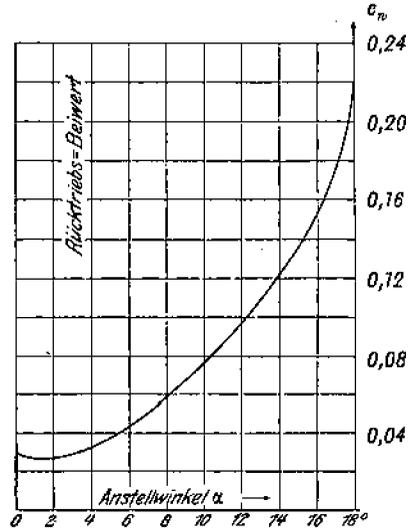


Abb. 23.

Auftriebs- und Rücktriebs-Beiwerte zum Profil Abb. 19.

Bei Vergleich von Windkanaluntersuchungen in besonders turbulenzreichen oder besonders turbulenzarmen Strömungen ergeben sich nicht unbeträchtliche Abweichungen der Luftkraftbeiwerte.

Die Beiwerte  $c_a$  und  $c_w$  sind bei ein und derselben Fläche mit dem Anstellwinkel veränderlich. Der Verlauf der Werte von  $c_a$  und  $c_w$  für die verschiedenen Anstellwinkel kennzeichnet das besondere Flächenprofil. In den Abb. 22 bis 24 sind für das in Abb. 19 skizzierte Profil die Werte von  $c_a$  und  $c_w$  und die des Quotienten  $c_w : c_a = \varepsilon$  für die Anstellwinkel von  $0^\circ$  bis  $18^\circ$  dargestellt.

Die Ermittlung der Kurven für verschiedene Profile erfolgt in aerodynamischen Versuchsanstalten, und zwar in der Weise,

daß ein Modell der Fläche unter den entsprechenden Winkeln in einen Luftstrom (Luftkanal) hineingehängt wird und die Kräfte  $A$  und  $W$  mittels Wägeeinrichtungen gemessen werden. Aus den gemessenen Werten  $A$  und  $W$  werden dann die Zahlen  $c_a$  und  $c_w$  der Formel berechnet, indem man die Kräfte durch Flächengröße des Modells und den Staudruck dividiert. Wie die Kurven dann verwendet werden, zeigt folgendes Beispiel.

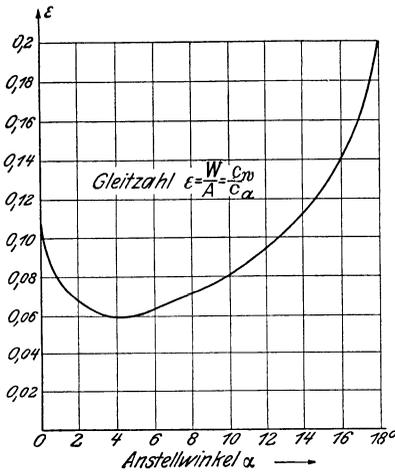


Abb. 24.

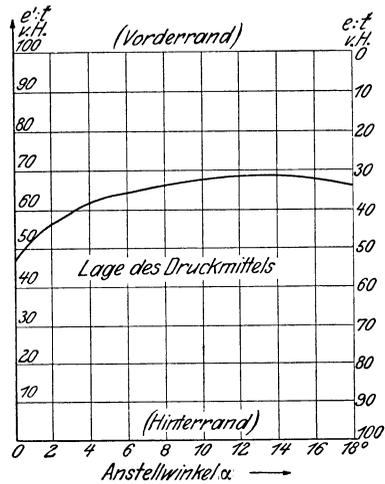


Abb. 25.

Gleitzahl und Druckmittel-Wanderung zum Profil Abb. 19.

Man liest z. B. für den Anstellwinkel  $6^\circ$  aus den Abb. 22 und 23 die Beiwerte  $c_a = 0,68$ ,  $c_w = 0,044$  ab. Nehmen wir nun ein Flugzeug an, dessen Tragfläche  $24 \text{ m}^2$  Ausmaß hat (das ist also die Summe der oberen, unteren, rechten und linken Tragfläche), dessen Geschwindigkeit  $38 \text{ m/sek} = 137 \text{ km/Std}$  und dessen Gewicht  $1270 \text{ kg}$  ist. Dann beträgt für einen Anstellwinkel von  $6^\circ$ , wenn das in Abb. 19 gezeichnete Flächenprofil gewählt wird, der Auftrieb  $A = 0,68 \cdot 24 \cdot \frac{1}{16} \cdot 1444 = 1473 \text{ kg}$ , der Rücktrieb  $= 0,044 \cdot 24 \cdot \frac{1}{16} \cdot 1444 = 95 \text{ kg}$ .

Da ein Wagrechtfliegen nur stattfinden kann, wenn der Auftrieb gleich dem Gewicht des Flugzeuges ist, entspricht also in unserm Beispiel der Anstellwinkel von  $6^\circ$  keinem wagrechten Flug, sondern einem Steigen (vgl. Abschn. 26).

In Abb. 25 ist der Vollständigkeit wegen noch eine Linie wiedergegeben, die die sog. Wanderung des Druckmittelpunktes für das Profil Abb. 19 darstellt. Die Ordinaten dieser Linie geben, von der untern Wagrechten an gemessen, in Prozenten der Gesamttiefe  $t$  des Flügels die Entfernung  $e'$  des Angriffspunktes der Luftkraft vom Hinterrand des Flügels; von der oberen Wagrechten nach abwärts gemessen liefern sie in gleicher Weise den Abstand  $e$  vom Vorderrand. Auf diesen Gegenstand kommen wir erst in Abschn. 36 zu sprechen.

Wir wollen jetzt an Hand der Kurven Abb. 22 bis 24 kurz auf einige kennzeichnende Eigenschaften der Tragflächenprofile hinweisen. Zunächst zeigt Abb. 22, daß der Auftriebsbeiwert von einem bestimmten Anstellwinkel an, in unserm Fall sind es etwa  $14^\circ$ , nicht mehr steigt. Würden wir noch größere Anstellwinkel als  $18^\circ$  untersuchen, dann müßten wir sogar ein Sinken des Auftriebsbeiwertes mit wachsendem Anstellwinkel feststellen. Die Tatsache, daß es ein bei den normalen Tragflächen bei Anstellwinkeln von  $15^\circ$  bis  $20^\circ$  gelegenes Maximum des Auftriebsbeiwertes gibt, ist für das Fliegen von größter Bedeutung. Setzen wir nämlich den Wert  $c_{a\max}$  in die Auftriebsgleichung ein, und lösen sie nach dem Staudruck auf, dann ergibt sich

$$q = \frac{A}{c_{a\max} F}.$$

Nun muß im Horizontalflug der Auftrieb gleich dem Gewicht  $G$  des Flugzeuges sein. Durch die Gleichung

$$q_{\min} = G/F \frac{1}{c_{a\max}}$$

ist also der kleinste Staudruck und somit die kleinste Geschwindigkeit gegeben, mit welcher ein Flugzeug fliegen kann.  $G/F$  wird die Flächenbelastung des Flugzeuges genannt, das ist das auf die Tragfläche bezogene Fluggewicht. Eine kleine Geringstgeschwindigkeit wird durch kleine Flächenbelastung erzielt und durch Wahl eines Profiles mit großem Höchstauftriebsbeiwert.

Abb. 23 zeigt, daß es einen, in unserem Falle bei  $2^\circ$  gelegenen Anstellwinkel gibt, für den der Widerstandsbeiwert der Tragfläche ein Minimum ist. Die Größe und Lage dieses Minimums ist für die Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges von Be-

deutung. Schließlich zeigt Abb. 24, daß es einen Anstellwinkel gibt, der in dem betrachteten Fall bei  $4^{\circ}$  liegt, für welchen die Gleitzahl ein Minimum ist. Auf die Bedeutung dieses Minimums für den Gleitflug wird in Abschn. 11 näher eingegangen werden. Höchstauftrieb, Kleinstwiderstand und beste Gleitzahl sind weitgehend beeinflussbar durch geeignete Wahl der Profilform. Leider lassen sich mit einem Profil nicht gleichzeitig Bestwerte in jeder Beziehung erreichen. So hat ein Profil mit hohem Höchstauftrieb immer auch einen hohen Geringstwiderstand. Es gibt ausgesprochene Auftriebsprofile, die zum Schnellfliegen ungeeignet sind und andererseits ausgesprochene Schnellflugprofile, die zum Langsamflug ungeeignet sind. Je nach dem Verwendungszweck des Flugzeuges muß ein Schnellflug- oder Auftriebsprofil oder ein geeignetes Kompromißprofil gewählt werden.

### 7. Querschnitt der Tragflügel.

Für die Wirksamkeit einer Tragfläche ist, wie erwähnt, die Gestalt ihres Querschnittes, das sog. Profil, von überragender Bedeutung; demgegenüber treten alle anderen Fragen, wie z. B. die nach der Grundrißform wesentlich zurück. Es bedeutete einen entscheidenden Schritt in der Vervollkommnung der Flugzeuge als man den großen Wert sorgfältig ausgebildeter Profile mit guter Abrundung am vorderen Ende und mit besonderen Kurven für die Saug- und Druckseite erkannte (etwa um 1911). Seither sind in großer Zahl die verschiedensten Profile in Versuchsanstalten untersucht worden, zunächst in Frankreich von Eiffel, der in umfangreichen Tafelwerken die Linien für die Auftriebs- und Rücktriebsbeiwerte (als Funktionen des Anstellwinkels) veröffentlichte. In Deutschland arbeitet die 1908 begründete aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen unter Leitung von L. Prandtl mit großem Erfolg auf diesem Gebiet. Die Eiffelschen und Prandtlschen Ergebnisse und die einiger neuerer, nach dem Vorbild der Pariser und der Göttinger errichteter Versuchsanstalten bilden heute eine gesicherte Grundlage für die Konstruktion der Flugzeuge.

Für die Darstellung der Versuchsergebnisse hat sich eine von Lilienthal herrührende Form eingebürgert. Statt nämlich die Auftriebs-, Rücktriebs- und Gleitzahl als Ordinaten zu den Anstellwinkeln als Abszissen aufzutragen und somit drei Kurven

zu verwenden, faßt man alle Ergebnisse, die ein Profil betreffen, in einer einzigen Linie zusammen. In einem rechtwinkligen Achsenkreuz kennzeichnet man nach jedem Versuch den Punkt dessen Abszisse gleich der Rücktriebszahl  $c_w$ , dessen Ordinate gleich der Auftriebszahl  $c_a$  ist, und schreibt den zugehörigen Anstellwinkel dem Punkte bei. Die Neigung der Geraden, die von einem solchen Punkt nach dem Anfangspunkt des Koor-

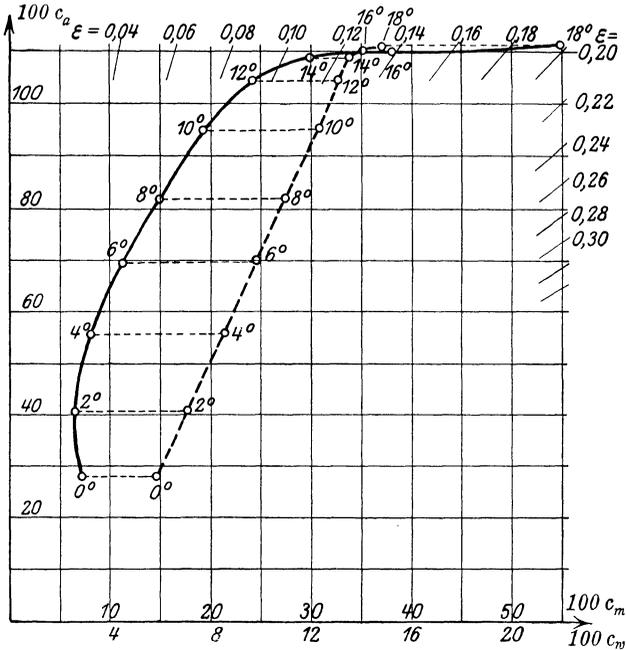


Abb. 26. Polardiagramm zum Profil Abb. 19.

dinatenkreuzes gezogen wird, gibt dann ein Maß für die Gleitzahl  $c_w : c_a$ . In der Linie, die die einzelnen Versuchspunkte verbindet und das Polardiagramm der Tragfläche heißt, erhält man ein einheitliches Bild für die Eigenschaften der Tragfläche, die früher in den drei Linien für  $c_a$ ,  $c_w$  und die Gleitzahl (Abb. 22 bis 24) zum Ausdruck gebracht wurden. Unsere Abb. 26 bezieht sich auf dasselbe Profil, das im vorhergehenden Abschnitt behandelt wurde. Man wird mit Hilfe der an der wagrechten und lotrechten Achse angeschriebenen Maßstäbe für  $100 c_w$  und  $100 c_a$  leicht die Übereinstimmung der Angaben

von Abb. 26 und Abb. 22 bis 24 prüfen können. Um die Gleitzahl für irgend einen Anstellwinkel aus dieser Darstellung zu finden, legt man ein Lineal so an, daß es den betreffenden Punkt der Linie mit dem Anfangspunkt des Achsenkreuzes verbindet und liest auf der oberen Wagrechten oder auf der rechts begrenzenden Lotrechten dort, wo das Lineal die eine bzw. die andere dieser Geraden trifft, den Wert der Gleitzahl ab. Die gestrichelte Linie in der Abb. 26 betrifft, wie Abb. 25, die später erst zu besprechende Druckmittel-Wanderung, u. zw. liefern die Abszissen der Linie zu den jeweiligen  $c_a$ -Werten der Ordinaten die Werte des Ausdrucks  $c_m = c_a \cdot e/t$ , wo  $e$  und  $t$  die am Schlusse von Abschn. 6 erklärte Bedeutung besitzen.

Wir wollen jetzt etwas näher auf die Abhängigkeit der aerodynamischen Eigenschaften der Tragflächenprofile von ihrer geometrischen Form

eingehen. Wir betrachten die sogenannte Skelettlinie oder Mittellinie des Profils (s. Abb. 27). Die Skelettlinie ist der geometrische

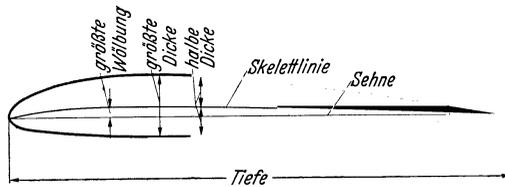


Abb. 27. Aufbau eines Profils.

Ort für die Mittelpunkt aller Kreise, welche die Profilmrisslinien berühren, wobei die Radien dieser Kreise gleich der halben Profildicke sind. Die Verbindungslinie der beiden Endpunkte der Skelettlinie heißt die Profilsehne, die Länge der Profilsehne ist gleich der Profiltiefe. Der Abstand der Punkte der Skelettlinie von der Sehne heißt die Profilwölbung. Ein Profil ist eindeutig gegeben, wenn für jeden Punkt der Sehne die Profilwölbung und die Profildicke bekannt sind.

Wie im vorigen Abschnitt bemerkt, sind die wichtigsten Eigenschaften eines Profils sein Höchstauftriebsbeiwert  $c_{a\max}$  und sein Kleinstwiderstandsbeiwert  $c_{w\min}$ . Um in großen Zügen eine Vorstellung davon zu geben, wie diese beiden Eigenschaften von der Profilform abhängen, sind in Abb. 28 Kurven wiedergegeben, die  $c_{a\max}$  und  $c_{w\min}$  als Funktion der größten Profildicke (in vH der Profiltiefe gerechnet) darstellen. Es sind je drei Kurven eingezeichnet, die für eine größte Wölbung von 2, 4 und 6 vH

der Profiltiefe gelten. Die Kurven sind nach amerikanischen Versuchen<sup>1)</sup> zusammengestellt, die mit Serien von Profilen vorgenommen wurden, welche in bezug auf den Verlauf der Wölbung und der Profildicke über die Profiltiefe einer bestimmten

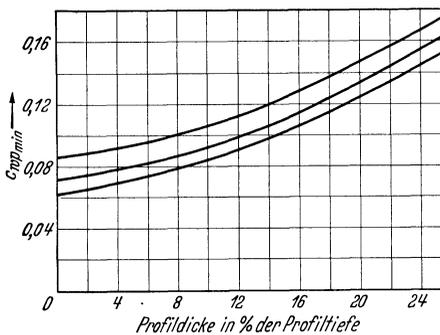
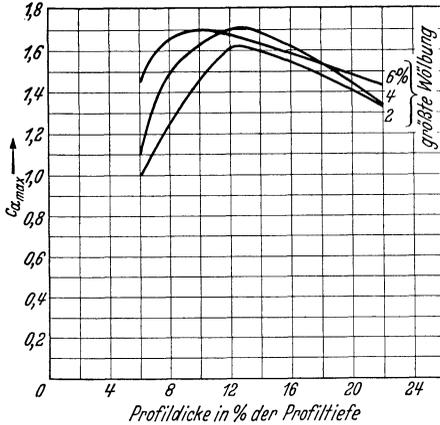


Abb. 28. Einfluß der Profildicke auf Höchstauftrieb und Geringstwiderstand.

Auftriebsbeiwert mit wachsender Wölbung sich erhöht. Weiter sieht man, daß bei sehr dünnen und sehr dicken Profilen schlechtere Auftriebswerte erreicht werden, als bei solchen mittlerer Dicke. Der Bestwert liegt in unserem Fall bei 12 vH größter Profildicke. Auch der kleinste Widerstandsbeiwert wächst mit

Gesetzmäßigkeit unterworfen wurden. Obwohl die Versuchsergebnisse nicht ohne weiteres auf andere Profile übertragen werden können, geben sie doch Aufschluß über den Einfluß der kennzeichnenden Abmessungsgrößen der Profile auf ihre aerodynamischen Eigenschaften. Solche kennzeichnenden Abmessungsgrößen sind die größte

Profildicke, die größte Profilwölbung und die Lage der größten Wölbung. Die größte Profildicke liegt bei den Profilen der erwähnten amerikanischen Versuchsserie unverändert in 30 vH der Tiefe von der Profilverdickung aus. Die Abbildung gilt für Lagen der größten Profilwölbung von etwa 30 bis 40 vH, man erkennt, daß der höchste

<sup>1)</sup> NACA Report 460.

steigender Wölbung, wie aus Abb. 28 hervorgeht. Im Gegensatz zum Auftrieb ist jedoch der Widerstand um so kleiner, je geringer die Profildicke ist. Man wird also Schnellflugprofile möglichst dünn halten. Abb. 29 gibt Aufschluß über den Einfluß der Lage der größten Wölbung.

Je weiter die Stelle der größten Wölbung nach hinten verschoben wird, desto größer wird der Höchstauftrieb, desto größer aber auch der Kleinstwiderstand.

Zu Abb. 28 und 29 ist noch zu bemerken, daß die ihnen zugrunde liegenden Versuche in einem Überdruckwindkanal gewonnen wurden, der mit komprimierter Luft arbeitet und dadurch die Anwendung hoher Reynoldsscher Kennzahlen gestattet. (Vgl. S. 33 die Reynolds-

sche Kennzahl  $\frac{v \cdot l}{\nu / \rho}$  enthält die Luftdichte im Zähler und erhöht sich bei Verwendung von komprimierter Luft großer Dichte.) Außerdem ist die Strömung im Überdruckkanal besonders turbulentreich (siehe S. 39). Beide Ursachen wirken darauf hin, daß die Auftriebe im Vergleich zu den Verhältnissen der freien Atmosphäre zu hoch, die Widerstände zu gering gemessen wurden. Man wird etwa einen Abschlag bzw. einen Zuschlag von 10 vH machen müssen. Die Widerstandsbeiwerte beziehen sich auf den reinen Profilwiderstand und gelten für den Fall, daß das Verhältnis der Tiefe zur Breite der Tragfläche sehr klein ist. Die Erhöhung des Tragflächenwiderstandes bei größeren Verhältnissen Tiefe zu Breite besprechen wir im folgenden Abschnitt.

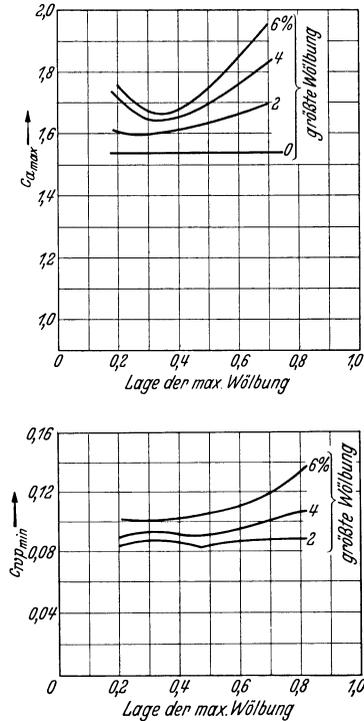


Abb. 29. Einfluß der Lage der größten Wölbung auf Höchstauftrieb und Geringstwiderstand, größte Dicke 12 vH.

Als Beispiel eines Schnellflugprofils, das auch zugleich gute Auftriebseigenschaften hat, sind in Abb. 30 die Kennlinien des Profils NACA 2212 dargestellt, und zwar einmal in der Form

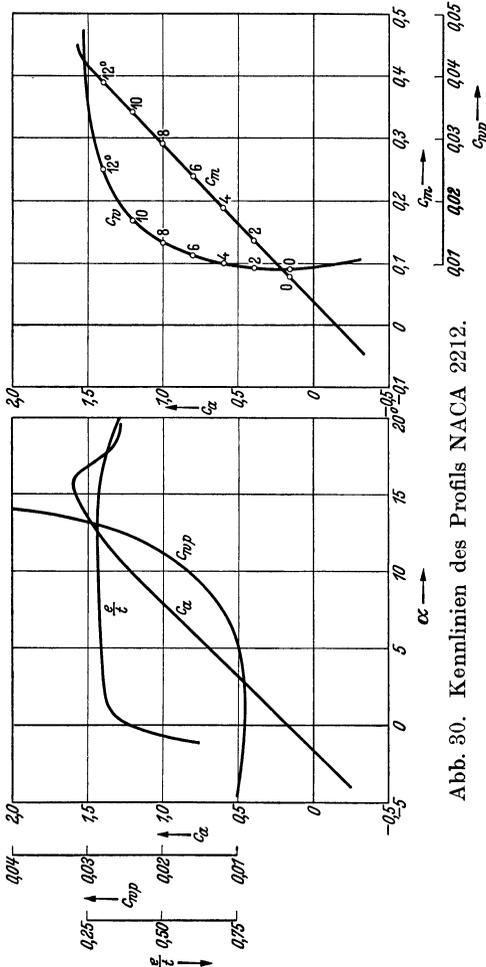


Abb. 30. Kennlinien des Profils NACA 2212.

der Abb. 22 bis 25, das andere Mal in der Form des Polardigrammes. Das Profil, das auch in Abb. 27 verwendet wurde, gehört zu der oben besprochenen amerikanischen Serie; die größte Wölbung ist 20 vH, die Lage der größten Wölbung 20 vH von der Profilverderrkante aus, die größte Dicke ist 12 vH, alles bezogen auf die Profiltiefe. Für die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte gilt das oben Gesagte.

Alle bisher gegebenen Diagramme für Auftrieb und Widerstand zeigen den Verlauf der einzelnen Kurven nur innerhalb eines kleinen Bereiches veränderlicher Anstellwinkel, nämlich von  $\alpha = -8^\circ$  bis zu etwa  $\alpha = +15^\circ$ . Auf eine Fortsetzung der Unter-

suchung über diesen Bereich hinaus wird in der Regel verzichtet, weil die für den Flug verwendbaren Anstellwinkel weit innerhalb der Grenzen von  $-8^\circ$  und  $+15^\circ$  liegen, und darüber hinaus die Flugverhältnisse immer ungünstiger werden. In Abb. 31 ist ein Diagramm aufgenommen, das die Auftriebs- und Wider-

standszahlen für alle Winkel von  $-8^\circ$  bis  $+90^\circ$  sowie die zugehörigen Gleitzahlen enthält<sup>1)</sup>. Man erkennt aus der Abbildung, deren Kurven sich auf das darunter abgebildete Profil beziehen, daß der Höchstwert des Auftriebs bei etwa  $+15^\circ$  liegt, und daß für große Anstellwinkel ein rasches Absinken der Auftriebszahl erfolgt, während die Widerstandszahl stetig ansteigt. Die Gleitzahlen nehmen aus diesem Grunde mit wachsendem Anstellwinkel besonders stark zu, wie aus dem Bild hervorgeht.

Zur Erzielung eines großen Höchstauftriebes braucht man ein Profil, das erstens stark gewölbt ist, und bei dem zweitens die Lage der größten Wölbung stark nach der Profilhinter-

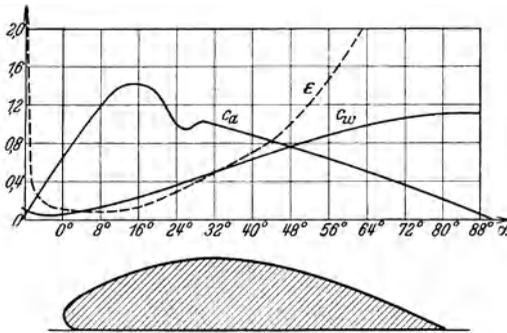


Abb. 31. Verlauf der Auftrieb- und Rücktrieb-Beiwerte über den ganzen Winkelbereich.

kante verschoben ist (vgl. Abb. 29). Dem steht als Nachteil der große Widerstand gegenüber, den solche Profile besitzen. Nun ist aber, wie wir noch in Abschnitt VIII näher besprechen werden, beim Landen eine Steigerung der Auftriebszahl zur Herabsetzung der Landegeschwindigkeit besonders erwünscht. Man wird daher versuchen, für die Landung, bei der wieder der größere Widerstand keine Nachteile mit sich bringt, ein Profil mit starker Krümmung herzustellen. Zu diesem Zweck konstruiert man die Profilvorderseite wie bei den gewöhnlichen Profilen ohne oder nur mit geringer Krümmung, macht aber das Profilende in einem Gelenk in der Profilebene drehbar, so daß es sich gegen die Profillehne in einen beliebigen Winkel einstellen

<sup>1)</sup> R. Fuchs und W. Schmidt, Luftkräfte und Luftkraftmomente bei großen Anstellwinkeln und ihre Abhängigkeit von der Tragwerksgestalt. Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch. 1930, S. 1.

läßt, wie es *Ia* in Abb. 32 zeigt (sog. Profil mit Endklappen). Die größte Auftriebserhöhung erhält man bei einem Ausschlag der Klappe von 20 bis 30° und einer Klappentiefe von 20 bis 30 vH der Flügeltiefe. Verbunden mit der Auftriebserhöhung ist eine beträchtliche Widerstandssteigerung, so daß beim Fluge mit ausgeschlagener Flügelendklappe der Gleitwinkel wesentlich

verschlechtert wird.

Die Möglichkeit eines großen Gleitwinkels ist für den Landevorgang mindestens ebenso wichtig wie die Vergrößerung des Höchstauftriebes. (Verringerung der kleinsten Fluggeschwindigkeit). Man bringt deshalb an Stelle der nur um 20—30° auszuschlagenden Flügelendklappen auch sogenannte Bremsklappen an, deren Tiefe 10 bis 20 vH der Flügeltiefe

beträgt und die 70—80° ausgeschlagen werden. Die Auftriebserhöhung infolge derartiger Bremsklappen beträgt nur etwa  $\frac{2}{3}$  derjenigen der normalen

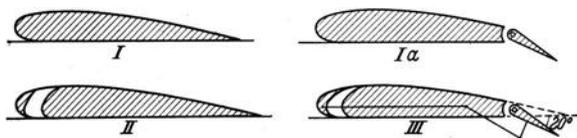
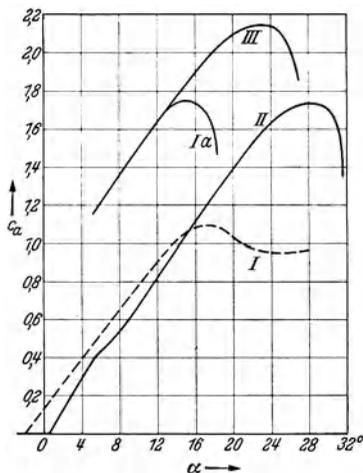


Abb. 32. Schlitzflügel und Endklappe.

Flügelendklappen, dagegen wird der Gleitwinkel gegenüber den normalen Flügelendklappen nochmals beträchtlich vergrößert. Die Klappe wird nur kurz vor der Landung betätigt und ist im Normalflug in horizontaler Lage, so daß eine für den Schnellflug günstige Profilform entsteht. Die Landeklappen hat in den letzten Jahren eine große Verbreitung gefunden und wird heute bei den meisten Neukonstruktionen vorgesehen<sup>1)</sup>. Eine bemerkenswerte Eigenschaft der Profile mit Endklappe ist die, daß der Höchstauftrieb bei ausgeschlagener Klappe etwa

<sup>1)</sup> Vgl. W. Pleines, Luftwissen Bd. 2 (1935), S. 58 u. 121.

bei dem gleichen Anstellwinkel erreicht wird wie der Höchstauftrieb des Normalprofils. In Abb. 32 stellt die Kurve *I* die Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes vom Anstellwinkel für das Normalprofil, Kurve *Ia* für das Profil mit ausgeschlagener Endklappe dar. Mit ausgeschlagener Endklappe ergibt sich bei ungefähr dem gleichen Anstellwinkel von  $16^{\circ}$  ein um etwa 60 vH größerer Auftriebsbeiwert.

Eine andere viel verwendete Methode zur Erhöhung des Höchstauftriebes ist die Anordnung eines kleinen Hilfsflügels

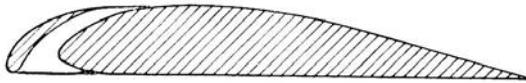


Abb. 33. Lachmann-Handley-Page-Flügel.

vor dem Hauptprofil (Abb. 33), wie sie von Lachmann vorgeschlagen wurde und zuerst bei der englischen Flugzeugfirma Handley Page zur Ausführung gelangte. Um die Wirkungsweise der Hilfsflügelanordnung zu verstehen, müssen wir kurz auf die Ursachen der Auftriebsbegrenzung eingehen. Eine Erklärung für das Absinken der Auftriebsgröße bei größeren Winkeln liegt darin, daß von dem zum Maximalwert gehörigen Anstellwinkel an die Strömung dem Umriß nicht mehr folgt, auf der Oberseite dem Profil nicht mehr anliegt, sondern sich hier ablöst und einen von Wirbeln erfüllten Totraum bildet (vgl. Abb. 34), in dem ein geringerer Unterdruck (geringere Saugwirkung) herrscht, so daß der Auftrieb vermindert wird.

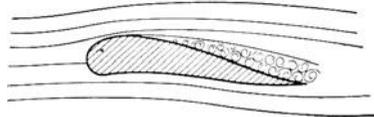


Abb. 34. Ablösung der Strömung auf der Oberseite eines Tragflügels.

Bei den Strömungsvorgängen, die zum Abreißen der Strömung führen, spielt der Geschwindigkeitsabfall längs der Oberseite des Profils eine maßgebende Rolle. Die Strömungsgeschwindigkeit ist am größten an einer Stelle, die etwas oberhalb des vordersten Profilpunktes liegt; am Profilende ist die Strömungsgeschwindigkeit etwa auf den Wert der Geschwindigkeit der ungestörten Strömung (bzw. bei bewegter Tragfläche und ruhender Luft auf die Geschwindigkeit der Bewegung) gesunken. In der

Nähe des vorderen oberen Profilverteiles herrscht also die größte, am Profilende die kleinste Strömungsgeschwindigkeit. Die Strömungsschicht in Nähe der Profilloberfläche (Grenzschicht) weist im vorderen oberen Teil des Profiles größere Geschwindigkeitsunterschiede auf als im hinteren Teil, es entstehen infolgedessen vorne auch größere Reibungskräfte in der Strömung (siehe S. 32). Außerdem werden vorne größere Luftmengen abgebremst als hinten. Solange die Strömung am Profil haftet, wird ein Aufstauen der abgebremsten Grenzschicht dadurch vermieden, daß die benachbarten Schichten mit größerer Geschwindigkeit mittels der Reibung die Grenzschicht mitschleppen. Herrscht jedoch in der Strömungsrichtung ein großer relativer Geschwindigkeitsabfall, dann sind die der Grenzschicht benachbarten Schichten der Strömung im rückwärtigen Teil nicht mehr in der Lage, die großen vorne abgebremsten Luftmengen mitzuschleppen, es entsteht ein Aufstauen der Grenzschicht, welche die Strömung von der Körperoberfläche abdrängt und so zur Bildung des wirbelerfüllten Totraumes führt. Strömungsablösung tritt also immer dann ein, wenn der Geschwindigkeitsabfall in der Strömungsrichtung längs einer Körperoberfläche zu groß wird. Dabei kommt es nicht auf den absoluten sondern auf den verhältnismäßigen Geschwindigkeitsabfall, etwa bezogen auf die Geschwindigkeit der ungestörten Strömung, an. Je größer nun der Anstellwinkel eines Profiles ist, desto höher ist die Strömungsgeschwindigkeit im vorderen oberen Bereich des Profiles, während die Strömungsgeschwindigkeit am Profilende ziemlich unabhängig vom Anstellwinkel gleich der Geschwindigkeit der ungestörten Strömung ist. Daraus versteht man, daß bei einem bestimmten Anstellwinkel die Strömung abreißt.

Die Wirkungsweise des Hilfsflügels ist nun folgende: Neben der Zirkulation um den Hauptflügel bildet sich eine Zirkulation um den Hilfsflügel im gleichen Drehsinn aus. Im Spalt entstehen also zwei entgegengesetzte Strömungen, die als Resultierende eine Strömung mit einer geringeren Geschwindigkeit ergeben, als sie an derselben Stelle ohne den Hilfsflügel herrschen würde. Das bedeutet, daß der Hauptflügel eine verringerte Zirkulation, also auch verringerten Auftrieb besitzt. Die Verringerung wird durch den vom Hilfsflügel erzeugten Auftrieb annähernd kompensiert. Die Konstruktion

des Hilfsflügels bewirkt also keine wesentliche Änderung des gesamten Auftriebs bei gegebenem Anstellwinkel, dagegen ist es jetzt möglich, größere Anstellwinkel zu erreichen, ehe ein Ablösen der Strömung erfolgt. Der Grund hierfür ist darin zu suchen, daß nach dem eben Gesagten durch den Hilfsflügel die Strömungsgeschwindigkeit im vorderen oberen Bereich des Hauptprofils herabgesetzt wird und infolgedessen ein geringerer Geschwindigkeitsabfall längs der oberen Kontur vorhanden ist. Jetzt herrscht zwar an der vorderen Seite des Hilfsflügels eine hohe Geschwindigkeit, doch ist der verhältnismäßige Geschwindigkeitsabfall der Strömung längs des Hilfsflügels nicht groß, da an der Hinterkante des Hilfsflügels immer noch eine recht hohe Geschwindigkeit herrscht, die noch wesentlich höher ist als die der ungestörten Strömung. In Abb. 32 stellt die Kurve *II* die Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes vom Anstellwinkel für das mit Hilfsflügel ausgerüstete Profil dar. Der Auftrieb dieser Anordnung ist bei gleichem Anstellwinkel nicht größer, sondern eher kleiner. Die größeren Auftriebszahlen kommen lediglich durch Nutzbarmachung eines größeren Anstellwinkelbereiches zustande. Die Schlitzflügelanordnung unterscheidet sich dadurch wesentlich von der Anordnung der Flügel mit Endklappe. Auf den Einfluß für den Start- und Landevorgang kommen wir in Abschn. VIII zu sprechen. Wie man aus Abb. 32 Kurve *I* und *II* ersieht, bedeutet die Verwendung des Hilfsflügels eine Verbesserung des Höchstauftriebes um etwa 60 vH. Allerdings bringt die Anordnung eines Hilfsflügels eine nicht unerhebliche Widerstandsvermehrung des Profils mit sich. Daher sieht man oft von der Anbringung eines festen Hilfsflügels ab und verwendet statt dessen einen verschiebbaren Hilfsflügel, der im eingefahrenen Zustand dicht am Hauptprofil anliegt und mit diesem zusammen ein gutes Schnellflugprofil bildet. Bei größeren Anstellwinkeln (etwa  $10^0$ ) wird der Hilfsflügel durch die Luftkräfte automatisch herausgeschoben, so daß jetzt bei weiterer Vergrößerung des Anstellwinkels die hohen Auftriebswerte der Hilfsflügelkonstruktion erzielt werden können, ohne daß im Schnellflug bei kleinen Anstellwinkeln erhöhte Widerstände entstehen<sup>1)</sup>.

<sup>1)</sup> Eine Zusammenstellung über Flugerfahrungen mit dem Lachmannschen Hilfsflügel gibt W. Pleines in der Arbeit „Der Schlitzflügel“, Luftwissen 1 (1934) S. 152 u. 190.

Mit Erfolg verwendet wird auch die gleichzeitige Anbringung von Flügelendklappe und Hilfsflügel. Der Hilfsflügel wird in diesem Fall entweder wieder automatisch durch die Luftkräfte betätigt oder er wird gleichzeitig mit dem Ausschlag der Endklappe herausgeschoben. Die Wirkung des Hilfsflügels ist hier ähnlich wie bei normalen Profilen, wenn auch die verhältnismäßige Vergrößerung des Höchstauftriebes lange nicht so groß ist wie beim normalen Profil. Aus Abb. 32 Kurve *Ia* und *III* ersieht man die Verbesserung, die durch Kombination von Schlitzflügel und Endklappe erreicht werden kann. Die Verbesserung des Höchstauftriebes dieser Kombination gegenüber dem Normalprofil beträgt etwa 100 vH.

Eine dritte Möglichkeit, den Höchstauftrieb von Tragflügeln zu erhöhen, nämlich das Absaugen der Grenzschicht, ist bis heute noch nicht praktisch erprobt worden, obwohl umfassende Windkanalversuche hierüber vorliegen<sup>1)</sup>. Bei dieser Methode wird ein Anstauen der Grenzschicht und damit ein Ablösen der Strömung dadurch bis zu größeren Anstellwinkeln verschoben, daß die Grenzschicht an gewissen Stellen des Profiles durch eine Saugpumpe abgesaugt wird. Der Absaugeflügel zeigt ein ähnliches Verhalten wie der Schlitzflügel, d. h. der höhere Auftrieb ist nur unter gleichzeitiger Anwendung von größeren Anstellwinkeln zu erzielen.

Schließlich sei noch auf eine vierte Methode hingewiesen, den Höchstauftrieb von Tragflächen zu steigern. Auf S. 54 wurde gezeigt, daß der kleinste Staudruck, bei dem der horizontale Flug möglich ist, umgekehrt proportional der Fläche des Tragflügels ist. Es ist daher naheliegend, das Flugzeug mit einer Tragfläche veränderlicher Größe auszustatten. Das Vergrößern der Tragfläche wird dabei zweckmäßig mit einer gleichzeitigen Profilwölbung verbunden, d. h. der ausziehbare Tragflächenteil wird nicht einfach parallel verschoben, sondern gleichzeitig gedreht. Der Erfolg derartiger Konstruktionen hängt davon ab, ob es gelingt, im eingefahrenen Zustand des zusätzlichen Tragflächenteiles ein vollkommen glattes und ungestörtes Schnellflugprofil geringer Dicke zu erhalten. Wenn diese Bedingung nicht erfüllt ist, kann es leicht vorkommen, daß die

---

<sup>1)</sup> O. Schrenk, Luftfahrtforschung 12 (1935) S. 10.

infolge des Einziehens eines Tragflächenteiles bedingte Verdickung des Profiles und eventuelle Unsauberkeiten besonders der Profilhinterkante eine Widerstandsvermehrung hervorrufen, die größer ist als die Widerstandsverminderung infolge der verkleinerten Tragfläche. Man darf eben derartige Konstruktionen nicht unter dem Gesichtspunkt der Auftriebserhöhung, sondern unter dem der Widerstandsverminderung bei gleichem Höchstauftrieb durch Verkleinern der Tragfläche im Schnellflug betrachten. Und unter diesem Gesichtspunkt gesehen erscheinen manche Konstruktionen, die eine Tragflächenverkleinerung im Fluge bezwecken, von recht zweifelhaftem Wert.

Von großer Bedeutung ist es, das einmal entworfene Profil bei der Ausführung auch möglichst genau zu verwirklichen. Die früher fast ausschließlich verwendete Leinwandbespannung über einzelne Rippen (vgl. Abschn. 11) bringt notwendig Unvollkommenheiten mit sich, da sich zwischen je zwei Rippen die Leinwand etwas einsenkt. Benutzt man statt der Leinwand dünne Sperrholzplatten, die sich leicht in die vorgeschriebene Gestalt bringen lassen, so hat man den Nachteil, daß sich die Platten unter dem Einfluß von Feuchtigkeit verziehen. In neuerer Zeit geht man mehr und mehr dazu über, Tragflügel ganz aus Metall herzustellen (s. Abschn. 11), so daß auch ihre Oberfläche aus einer dünnen Blechhaut besteht. In allen Fällen muß man, um den Rücktrieb klein zu halten, den größten Wert auf möglichst glatte Oberfläche der Flügel (Leinwand mehrfach lackiert und celloniert), sowie auf eine recht scharfe Auslaufkante am hinteren Ende legen. Bei der Profilauswahl bevorzugt man solche Profile, bei denen die Unterseite konvex ist (siehe Abb. 27 im Gegensatz zu Abb. 19), da man auf diese Weise sowohl bei Stoffbespannung wie auch bei Sperrholz- oder Blechbeplankung eine gleichmäßigere Oberfläche erhält.

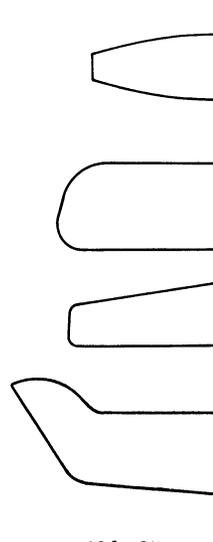


Abb. 35.  
Tragflächengrundrisse.

## 8. Der Grundriß der Tragflügel.

Die Grundrißform der Tragflächen (ob abgerundet, rechteckig oder trapezförmig) ist nicht von großem Einfluß auf die aerodynamischen Verhältnisse. Es sind tatsächlich alle möglichen Formen mit ungefähr gleichem Erfolg versucht worden. Abb. 35 zeigt mehrere Beispiele (vier verschiedene Flügelhälften links von der Mittelachse), die hinsichtlich Auftrieb und Widerstand ziemlich gleichwertig sind, wenn sie auch zum Teil besondere Stabilitätseigenschaften aufzuweisen haben — hierüber wird in Kap. VII einiges gesagt werden. Wesentlich für die Eigenschaften des Flugzeuges sind dagegen zwei kennzeichnende Größen des Tragflächengrundrisses, erstens das Verhältnis der Spannweite  $b$  zur Tiefe  $t$ , das sogenannte Seitenverhältnis der Tragfläche, und zweitens die Größe der Tragfläche bezogen auf das Fluggewicht. Die Tragflächen der meisten Motorflugzeuge haben Seitenverhältnisse von 6:1 bis 8:1. Eine weitere Vergrößerung des Seitenverhältnisses verringert zwar, wie wir gleich sehen werden, den Tragflächenwiderstand, jedoch ist der aerodynamische Gewinn so unerheblich, daß es nicht lohnt, die konstruktiven und gewichtlichen Nachteile übergroßer Spannweiten in Kauf zu nehmen. Das gilt jedoch nicht für Segelflugzeuge, bei denen die besonderen Flugbedingungen größere Seitenverhältnisse der Tragflächen angebracht erscheinen lassen. Innerhalb der heute in Gebrauch stehenden Tragflügel der Motorflugzeuge ist der Unterschied der Seitenverhältnisse nicht groß und kommt nur für genauere Berechnungen in Frage. Die Polaren der Abb. 22 bis 26 gelten für ein Seitenverhältnis 6:1. Hat eine Tragfläche veränderliche Tiefe, so setzt man für das Seitenverhältnis  $\lambda$  zweckmäßig den Quotienten: Quadrat der Spannweite durch Fläche der Tragflügel ein,

$$\lambda = b^2/F.$$

Auf den Einfluß der Tragflächengröße auf die Geringstgeschwindigkeit der Flugzeuge haben wir bereits auf S. 54 hingewiesen. Aus der dort aufgestellten Formel für den Staudruck der Strömung bei der kleinsten Horizontalgeschwindigkeit

$$q_{\min} = \frac{G/F}{c_{a \max}}$$

hatten wir entnommen, daß zur Erzielung einer kleinen Geringstgeschwindigkeit außer einem hohen Größtauftriebsbeiwert  $c_{a\max}$  eine kleine Flächenbelastung  $G/F$  erforderlich ist.  $G$  ist das Gesamtgewicht eines Flugzeuges (mit Besatzung, allen darin befindlichen Lasten usw.).  $F$  ist die gesamte tragende Fläche, bei einem Doppeldecker also die Fläche des Ober- und Unterflügels. Die Flächenbelastung liegt bei unseren heutigen Flugzeugen in der Regel zwischen 30 und 60 kg/m<sup>2</sup>, steigt aber bei den neueren, schnellen Flugzeugen bis etwa 85 kg/m<sup>2</sup> und darüber, während sie früher bei großen, langsamen Maschinen nur etwa 25 kg/m<sup>2</sup> und gelegentlich noch weniger betragen hatte. Bei ausgesprochenen Rennmaschinen verwendet man noch wesentlich höhere Flächenbelastungen von 200 kg/m<sup>2</sup> und darüber, da hier zur Erzielung großer Höchstgeschwindigkeiten außerordentlich hohe Landegeschwindigkeiten in Kauf genommen werden. Die angegebenen Werte der Flächenbelastung oder des Flächendruckes sind nur Mittelwerte, die in manchen Teilen der Tragfläche erheblich überschritten, in anderen erheblich unterschritten werden. Die Verteilung des Flächendruckes auf Ober- und Unterseite und die Verteilung über die Tiefe der Fläche haben wir auf S. 48 besprochen. Danach ist der Flächendruck im vorderen Teil der Tragfläche wesentlich größer als im rückwärtigen Teil. Der Flächendruck ist aber auch über die Spannweite veränderlich, und zwar nimmt er von der Flugzeugmitte nach den äußeren Enden der Tragfläche stetig ab.

Die Abnahme der Tragkraft von der Flügelmitte gegen die Flügelspitzen hin ist mit einer überaus wichtigen Erscheinung verknüpft, der man in neuerer Zeit viel Aufmerksamkeit geschenkt hat und deren Verfolgung uns dazu führen wird, auch den Einfluß des Seitenverhältnisses auf die Luftkräfte näher kennen zu lernen. Unterhalb der Tragfläche ist der Überdruck, auf der Oberseite der Unterdruck in der Mitte stärker als außen. Dies bedeutet, daß unten eine Druckabnahme von innen nach außen, oben eine Druckabnahme von außen nach innen stattfindet. Demgemäß müssen die Luftteilchen, wenn wir uns das Flugzeug feststehend, von der Luft angeblasen, denken, neben ihrer Hauptbewegung in Richtung der Flugzeugachse noch eine kleine Nebenbewegung ausführen, indem sie unterhalb des Flügels seitwärts ausweichen und — immer dem Druckgefälle

folgend — auf der Oberseite von außen nach innen strömen. Man bedenke nun, daß die Teilchen, sobald sie vermöge der Hauptbewegung an dem Flügel vorbeigekommen sind, die den Flügel umkreisende Nebenbewegung nicht sofort verlieren können. Hinter dem Flügel wird sich ein Bewegungszustand einstellen, wie er durch die horizontalen Pfeile in Abb. 36 (Ansicht in der Flugrichtung) gekennzeichnet ist. Eine derartige Bewegung bedingt aber nach den Gesetzen der Strömungslehre zwangsläufig auch eine Abwärtsbewegung der Luft in einem gewissen Bereich vor und hinter der Tragfläche. Um hiervon eine Vorstellung zu geben, wollen wir die hinter der Tragfläche zurückbleibende Bewegung der Luft als Wirbelkette deuten (Prandtl). Denkt man sich nämlich die einzelnen in der Abb. 36 angedeuteten Wirbelfäden, mit den eingezeichneten Drehrichtungen, gleichzeitig vorhanden, so heben sich an den Seiten, wo die Fäden aneinander grenzen, die Wirbelungsgeschwindig-

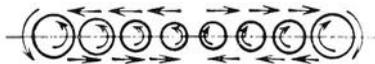


Abb. 36. Wirbelkette.

keiten, weil sie entgegengesetzt gerichtet sind, auf, und es bleibt nur eine Strömung unten von der Mitte nach

außen und oben von den Flügelenden nach der Mitte zu übrig. Wenn wir sagen, die Tragfläche setze sich an der Hinterkante in eine Wirbelkette fort, so meinen wir nichts anderes damit, als dieses eigentümliche Aneinandervorbeischieben der Luftschichten oben und unten. Die Stärke der Wirbelbewegung ist dabei an jeder Stelle, d. h. in jedem Querschnitt durch den Flügel, proportional dem Abfall des Auftriebs in dem betreffenden Flügelquerschnitt anzunehmen. In der Größe der die Wirbel andeutenden kleinen Kreise in der Abb. 36 soll die von innen nach außen wachsende Wirbelstärke zum Ausdruck kommen.

In Abb. 37 ist ein Paar entgegengesetzt gleicher Wirbelfäden mit seiner Geschwindigkeits-Verteilung besonders herausgezeichnet. Das ganze Band der Abb. 36 besteht nur aus einer stetigen Folge solcher Paare. Als Grundeigenschaft eines Wirbels ist in Abb. 37 angenommen, daß er eine kreisende Bewegung mit festem Mittelpunkt und nach außen proportional der Entfernung abnehmenden Geschwindigkeiten bedeutet<sup>1)</sup>. Setzt man

<sup>1)</sup> Die Geschwindigkeiten in unmittelbarer Nähe des Wirbelzentrums sind demnach „unendlich“ groß gegenüber den entfernteren. Daher darf

die Geschwindigkeiten, die darnach von zwei gleichen, aber verschieden gerichteten Wirbelfäden herrühren, zusammen, so erhält man, wie Abb. 37 zeigt, im wesentlichen abwärts gerichtete Geschwindigkeiten in dem Bereich zwischen den beiden Wirbelfäden. Die Gesamtheit der Wirbelpaare muß also ungefähr über die ganze Breite des Flügels hinweg ein solches abwärts gerichtetes Geschwindigkeitsfeld ergeben, das also in letzter Linie nur davon herrührt, daß die Tragkraft der einzelnen Flügelquerschnitte von der Mitte nach außen hin abnimmt. Hätten wir einen Flügel von unbeschränkter Breite mit überall

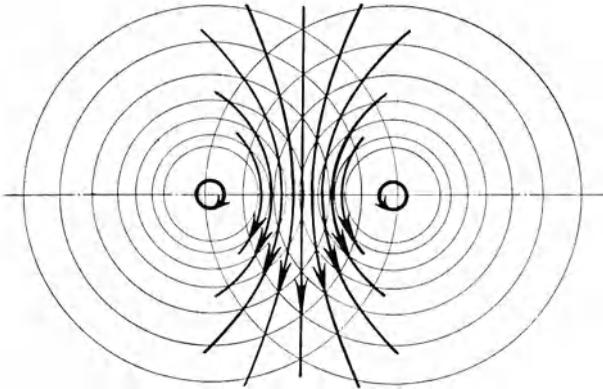


Abb. 37. Geschwindigkeitsfeld eines Wirbelpaares.

gleichem Auftrieb, so gäbe es keine seitliche Nebenströmung unten und oben, keine Wirbelkette und kein abwärts gerichtetes Geschwindigkeitsfeld.

Die hinter der Tragfläche befindliche Wirbelkette bedingt aber nicht nur Abwärtsgeschwindigkeiten der Luft hinter der Tragfläche, sondern auch im Bereich der Tragfläche und vor

man, wenn man eine Stelle der Wirbelschicht betrachtet, wie es vorhin oben geschehen ist, nur die an der Stelle selbst liegenden Wirbelfäden, nicht aber die weiteren berücksichtigen. In einigem Abstand von der Wirbelschicht hingegen wirken alle Wirbelfäden zusammen. Das Ganze hat man sich so zu denken, daß der einzelne Wirbelfaden „unendlich“ schwach ist, so daß er in seiner unmittelbaren Nähe oben und unten eine endliche Geschwindigkeit hervorruft, während in einiger Entfernung erst durch das Zusammenwirken aller Fäden ebenfalls endliche Bewegungen hervorgerufen werden.

der Tragfläche. Man kann theoretisch zeigen, daß die Abwärtsgeschwindigkeit der Luft infolge der Wirbelkette in der unmittelbaren Umgebung der Tragfläche halb so groß ist wie die Abwärtsgeschwindigkeit weit hinter der Tragfläche. Weiter läßt sich nachweisen, daß für die üblichen Grundrißformen von Tragflächen (Rechteck, Trapez, Ellipse) die Abwärtsgeschwindigkeit längs der Spannweite nahezu konstant ist. Wir wollen die Abwärtsgeschwindigkeit in der Umgebung der Tragfläche mit  $w$  bezeichnen; man nennt sie die von der Wirbelkette induzierte Geschwindigkeit. Infolge der in der Umgebung der Tragfläche induzierten Abwärtsgeschwindigkeit  $w$  ändern sich die Anströmungsverhältnisse des Tragflügels (siehe Abb. 38). Die neue Anströmungsgeschwindigkeit  $v'$ , die sich aus  $v$  und  $w$  zusammensetzt, bildet einen kleineren Winkel mit der Profilhöhe als die Bewegungsrichtung. Man muß also jetzt unterscheiden den geometrischen Anstellwinkel  $\alpha_g$  des Profils (Winkel der Sehne mit der Bewegungsrichtung, bzw. mit der Richtung von  $v$ ) und den effektiven Anstellwinkel, der für die Luftkräfte am Profil maßgebend ist. Die beiden Winkel unterscheiden sich voneinander durch den sogenannten induzierten Anstellwinkel  $\alpha_i$ :

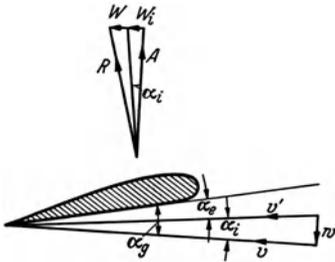


Abb. 38. Anströmung des Tragflügels unter Berücksichtigung der induzierten Abwärtsgeschwindigkeit  $w$ .

Die beiden Winkel unterscheiden sich voneinander durch den sogenannten induzierten Anstellwinkel  $\alpha_i$ :

$$\alpha_g = \alpha_i + \alpha_e.$$

Dadurch daß die Anströmungsrichtung um den Winkel  $\alpha_i$  gedreht ist, dreht sich auch die Richtung der resultierenden Luftkraft um den Winkel  $\alpha_i$  nach rückwärts. Es entsteht also infolge der induzierten Abwärtsgeschwindigkeit ein zusätzlicher Widerstand der Tragfläche, den man den induzierten Widerstand  $W_i$  nennt. Mißt man  $\alpha_i$  in Bogenmaß (eine Einheit in Bogenmaß =  $57,3^\circ$ ) und benutzt die Tatsache, daß dieser Winkel klein ist (im allgemeinen  $< 10^\circ$ ), dann gilt angenähert die Beziehung

$$\alpha_i = W_i/A,$$

wo  $A$  der Auftrieb der Tragfläche (senkrecht zur Bewegungsrichtung) ist (siehe Abb. 38).

Wir wollen jetzt untersuchen, in welcher Weise der induzierte Widerstand  $W_i$  einer Tragfläche von dem Auftrieb  $A$  abhängt. Wir nehmen an, daß der Arbeitsaufwand, der zur Überwindung des induzierten Widerstandes erforderlich ist, zur Gänze in die lebendige Kraft der Abwärtsbewegung hinter dem Flügel übergeht. Ist etwa  $F'$  die Größe des Querschnittes quer zur Flugrichtung, über den sich die mittlere Geschwindigkeit  $w'$  verbreitet, so wächst in jeder Sekunde der Raumteil, der von der so bewegten Luft erfüllt ist, um das Maß  $F' \cdot v$ . Es wird also, wenn  $\rho$ , wie bisher, die Masse der Raumeinheit Luft bezeichnet, in der Sekunde die lebendige Kraft

$$\rho F' v \cdot \frac{w'^2}{2}$$

neu erzeugt, und diese ist gleich zu setzen der sekundlichen Arbeit  $W_i \cdot v$  des induzierten Widerstandes. Demnach ist

$$W_i = \rho F' \cdot \frac{w'^2}{2}.$$

Andrerseits läßt sich der Auftrieb  $A$  daraus bestimmen, daß in jeder Sekunde einer Luftmenge von der Größe  $F' \cdot v$  die Abwärtsgeschwindigkeit  $w'$  erteilt wird (S. 26), nämlich zu

$$A = \rho F' v \cdot w'.$$

Rechnet man aus dieser Gleichung  $w' = A : \rho F' v$  und setzt das Quadrat hiervon in die frühere Gleichung ein, so erhält man

$$W_i = \rho F' \frac{1}{2} \left( \frac{A}{\rho F' v} \right)^2 = \frac{A^2}{2 \rho v^2 F'}.$$

Diese Gleichung ist natürlich nur dann brauchbar, wenn man etwas von der Querschnittsgröße  $F'$  weiß, von der man von vornherein annehmen wird, daß sie im wesentlichen von der Spannweite  $b$  des Flügels und von der Grundrißform abhängt. Theoretische Überlegungen lehren nun, daß bei gegebener Spannweite  $b$  und bei gegebener Tragflächengröße der Querschnitt der erfaßten Luftmenge  $F'$  am größten und somit der induzierte Widerstand  $W_i$  am kleinsten ist, wenn die Tragfläche elliptische Umrißformen hat.  $F'$  ist in diesem Fall gleich der Kreisfläche

des Kreises mit der Spannweite als Durchmesser, also  $F' = \frac{\pi}{4} b^2$ . Man erhält also, wenn noch der Staudruck der Strömung  $q = \rho \frac{v^2}{2}$  eingeführt ist, den kleinsten induzierten Widerstand zu

$$W_i = \frac{1}{\pi} \frac{A^2}{q b^2}.$$

Der induzierte Widerstand ist genau wie alle übrigen Luftkräfte proportional dem Staudruck und der Größe der Tragfläche. Wir setzen also

$$W_i = c_{w_i} q F,$$

wo  $c_{w_i}$  der Beiwert des induzierten Widerstandes ist. Für den Auftrieb hatten wir auf S. 51 den Ausdruck

$$A = c_a q F.$$

Durch Einsetzen dieser Beziehungen in die obige Gleichung für den induzierten Widerstand erhält man

$$c_{w_i} = \frac{1}{\pi} \frac{c_a^2}{b^2/F}.$$

Z. B. wird für  $b^2/F = 6$   $c_{w_i} = 0,0531 c_a^2$ .

Diese Beziehung zwischen der Auftriebs- und Rücktriebszahl, zu der die Theorie führt und die in dem Koordinatensystem der Flügelpolaren Abb. 26, wo  $c_w$  und  $c_a$  als gewöhnliche rechtwinklige Koordinaten erscheinen, eine Parabel liefert, ist in Abb. 39 in dem gleichen Maßstab aufgezeichnet, der in Abb. 26 benutzt wurde. Zugleich ist das der Beobachtung entstammende Polardiagramm aus Abb. 26 zum Vergleich wieder eingetragen. Man erkennt, daß der Gesamtverlauf der Beobachtungslinie einigermaßen durch die theoretische Parabel wiedergegeben wird. Die erstere erscheint etwas nach rechts verschoben, worin der Umstand zum Ausdruck kommt, daß der tatsächliche Rücktrieb

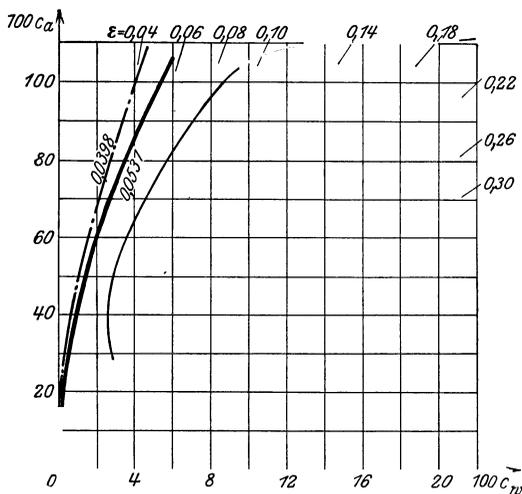


Abb. 39. Parabeln des induzierten Widerstandes.

größer ist als der „induzierte“ (von dem überdies nur das theoretische Minimum für einen im Grundriß elliptischen Flügel eingesetzt wurde). Der Unterschied zwischen Gesamt-Rücktrieb und induziertem Widerstand wird als „Profilwiderstand“ bezeichnet. Damit will man zum Ausdruck bringen, daß der „induzierte“ Teil des Rücktriebes in der Hauptsache von der Grundrißgestalt, d. h. Spannweite und Tiefenverteilung, abhängt, während der Rest wesentlich durch die Profilform bestimmt wird. Genau genommen gelten die Parabeln in Abb. 39 nur für Flügel von elliptischem Grundriß, aber sie ändern sich sehr wenig, wenn man, bei gleichem Verhältnis  $b^2 : F$ , zu einer anderen üblichen Form übergeht. Daher kann der wagrechte Abstand zwischen der Parabel und der aus Versuchen ermittelten Polaren als Maß für den Profilwiderstand gelten. Die ganze Betrachtung lehrt — und darin liegt ihr hauptsächlichster Wert —, daß man durch Veränderung des Profils den Rücktrieb nicht unter einen gewissen Betrag herabdrücken kann, der fast nur vom Seitenverhältnis  $b^2 : F$  und vom Auftriebsbeiwert abhängt.

Vergrößert man das Seitenverhältnis  $b^2 : F$ , so wird, wie unsere letzte Gleichung zeigt, der induzierte Rücktrieb kleiner; z. B. für  $b^2 : F = 8$  hat man  $c_w = 0,0398 c_a^2$  (strichpunktierte Parabel in Abb. 39). Will man aus einer Versuchsreihe mit dem Seitenverhältnis 6 : 1 auf die vermutlichen Werte bei 8 : 1 schließen, so hat man die wagrechten Abstände zwischen der gefundenen Polaren und der zugehörigen Parabel, also die Profilwiderstände, rechts an die neue Parabel anzutragen. Die Bezifferung (die Anstellwinkel) darf man dabei nicht einfach mit übertragen, sondern muß berücksichtigen, daß es auf den effektiven Anstellwinkel ankommt, der um den induzierten Anstellwinkel  $\alpha_i = W_i/A = c_w/c_a$  kleiner ist als der an die Profilpolare angeschriebene geometrische Anstellwinkel. Für die Punkte der ersten Parabel ist  $\alpha_i = 0,0531 c_a$ , für die der zweiten  $0,0398 c_a$ . Man hat daher die Bezifferung der Polare in der Höhe  $c_a$  beim Übergang vom Seitenverhältnis 6 : 1 auf 8 : 1 um den Wert  $0,0133 c_a$  zu vermindern; z. B. den Wert  $\alpha = 6^\circ$  bei  $c_a = 0,70$  auf  $5\frac{1}{2}^\circ$  herabzusetzen, weil der Winkel, dessen Bogenmaß (oder dessen sinus oder tangens) ungefähr  $0,70 \cdot 0,0133 = 0,00931$  ist, im Gradmaß etwa  $0,53$  mißt. Die Durchführung dieses Gedankens gibt für die in der Technik in Frage kommenden Bereiche

gute Anhaltspunkte zur Beurteilung des Einflusses des Seitenverhältnisses auf die Luftkraftgrößen. Eine Verkleinerung des Seitenverhältnisses  $b^2/F$  einer Tragfläche hat, um es nochmals zu wiederholen, erstens eine Vergrößerung des induzierten Widerstandes zur Folge, und zweitens muß zur Erzielung des gleichen Auftriebes der (geometrische) Anstellwinkel vergrößert werden<sup>1)</sup>.

## 9. Aufbau der Tragflächen.

Die Tragflächen, als ein Bauteil des Flugzeuges angesehen, bilden ein Tragwerk, ähnlich dem Gerüst eines Laufkrans, dem Unterbau einer Brücke od. dgl. Ganz grob hat man sich etwa vorzustellen, daß der in der Mitte der Flügel angreifende

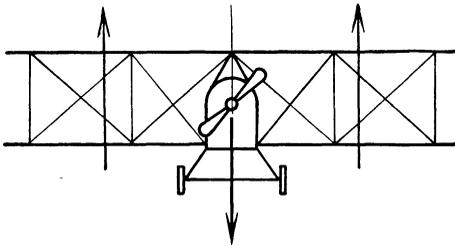


Abb. 40. Lastverteilung am Flugzeug.

Auftrieb, während die Belastung zwischen den Flügeln, im Rumpf, abwärts wirkt, die am Rumpf befestigte Tragkonstruktion auf Biegung beansprucht (Abb. 40). Erst allmählich hat sich im Flugzeugbau die Erkenntnis durchge-

setzt, daß die Konstruktion des Tragwerks eine Aufgabe der Baustatik ist, bei der die Ergebnisse dieser hoch entwickelten Wissenschaft nutzbar gemacht werden müssen. Grundsätzlich unterscheiden wir heute „selbsttragende“ Flügel (neuere Bauart), die ihre Tragfähigkeit der eigenen Festigkeit verdanken, und Flügel mit äußeren Tragorganen (ältere Bauart), die erst in Verbindung mit außerhalb des Flügels liegenden Teilen, wie Streben, Seilen usf., eine tragfähige Konstruktion bilden.

Die älteste Bauart, die man schon zu Beginn der Flugtechnik vorfindet, ist der Eindecker. Die ersten flugfähigen

<sup>1)</sup> Die hier nur flüchtig angedeutete Theorie stammt von L. Prandtl, der sie in zwei Veröffentlichungen in den Nachr. d. Göttinger Gesellschaft d. Wissensch. 1918 und 1919 erstmals entwickelt hat. Zahlreiche Arbeiten haben sich daran angeschlossen, deren Titel usf. in der S. 31 genannten Veröffentlichung der Göttinger Versuchsanstalt genau angeführt sind. Eine für einen weiteren Leserkreis bestimmte Darstellung hat A. Betz in den „Naturwissenschaften“ 1918 Heft 38/39 gegeben.

Modelle von Pénaud, Kreß u. a. waren freitragende Eindecker, aber die ersten wirklichen Flugzeuge waren sog. „verspannte Eindecker“, wie sie die Abb. 41 erkennen läßt. Sie zeigt einen Aufriß des ganzen Flugzeuges (unter Weglassung unwesentlicher Teile) in Vorderansicht und einen Seitenriß des mittleren Stückes, das nach Abbrechen der Rumpfspitze und des Rumpfes übriggelassen bleibt. Durch eine große Zahl von Seilen ist die Tragfläche mit Festpunkten ober- und unterhalb des Rumpfes verbunden. In dem vertikalen Abstand dieser Festpunkte voneinander ist die erforderliche „Konstruktionshöhe“ gegeben. Die vielen Kabel

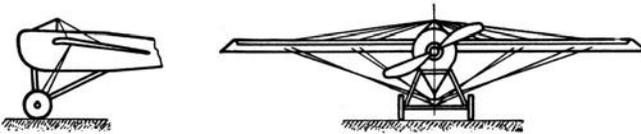


Abb. 41. Alter, verspannter Eindecker.

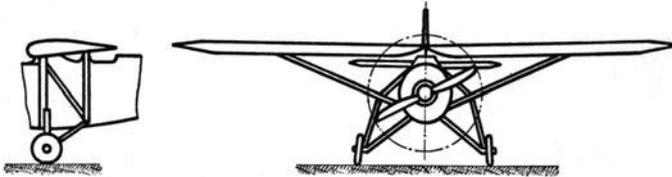


Abb. 42. Einstieliger Eindecker.

bilden aerodynamisch, wegen ihres Luftwiderstandes einen schweren Nachteil und so stellt demgegenüber der durch wenige Stäben gestützte Eindecker der Abb. 42 eine bedeutende Verbesserung dar.

Die Hauptteile des Tragwerkes der heute noch weit verbreiteten älteren Bauart von Doppeldeckern zeigt Abb. 43. Der Aufriß (Vorderansicht) stellt eine Flügelhälfte, die sog. rechte „Zelle“, und der Grundriß die rechte obere Tragfläche des Flugzeuges dar. Aus den beigeschriebenen Erklärungen geht die Bedeutung der Ausdrücke „Holme, Stiele, Distanzrohre, Innenverspannung, Haupt- und Gegenkabel“ hervor. Im Kreuzriß sichtbar ist die „Querverspannung“ bestehend aus den „Tiefenkreuzkabeln“, d. s. Kabel oder Seile, die als Diagonalen in das von zwei Stielen und zwei Distanzrohren gebildete

Parallelogramm eingezo-gen sind. Die obere und die untere Tragfläche werden oft gegeneinander wagrecht um die sog. „Staffelung“ verschoben. Die Holme sind aus Holz oder Metall, Stiele aus Holz oder Stahl, Distanzrohre meist aus Stahl, die Verspannungen sind Stahlkabel oder -seile. Die eben genannten Elemente mit den zum Anschluß an den Rumpf notwendigen Teilen (Pyramide oder Baldachin) bilden das eigentliche Tragwerk und werden in ihren Abmessungen (Höhe und Breite der Holme, Stärke der Stiele und Kabel usw.) durch die „statische Berechnung“ nach den Regeln der Baustatik

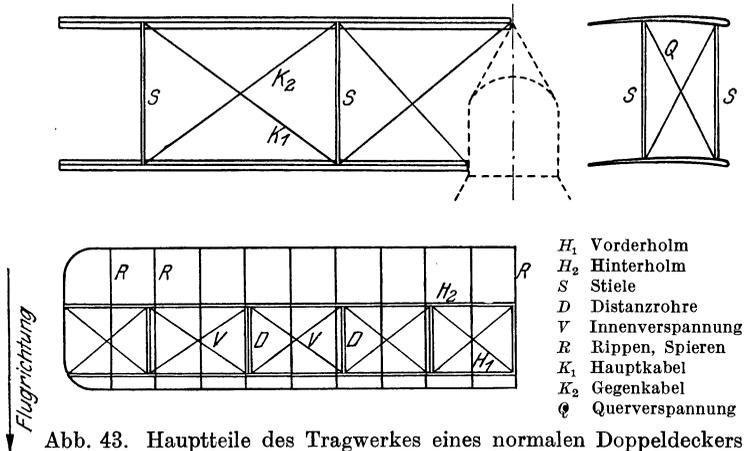


Abb. 43. Hauptteile des Tragwerkes eines normalen Doppeldeckers.

und der Festigkeitslehre bestimmt. Dabei ist wesentlich, daß Ober- und Unterfläche ein einheitliches Tragsystem bilden, vergleichbar etwa einem Brückenträger, dessen Ober- und Untergurt so weit voneinander abste-hen, wie die Tragflächendistanz beträgt. Da man große Lasten immer nur durch große Trägerhöhen bewältigen kann, wenn das Konstruktionsgewicht nicht zu groß sein soll, erkennt man hier einen Vorteil der Doppeldecker gegenüber den Eindeckern: Bei diesen muß man erst durch besondere Hilfsmittel, wie Hinziehen der Verspannung nach Festpunkten des Fahrgestells oder Rumpfes, Einfügen einer „Brücke“ od. dgl., eine gewisse Konstruktionshöhe zu schaffen suchen, die beim Doppeldecker durch die Höhe der Zelle ohne weiteres gegeben ist. In diesen konstruktiven Ver-

hältnissen und nicht in irgendwelchen flugtechnischen Vorzügen muß man den Grund dafür erblicken, daß die Eindecker lange Zeit hindurch fast vollständig von den Doppeldeckern verdrängt worden sind.

Einen Überblick über solche Bauarten von Flugzeugtragwerken sollen die Abb. 44 bis 46 vermitteln. Sie zeigen wieder

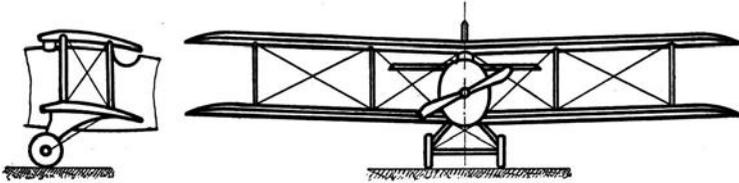


Abb. 44. Zweistieliger Doppeldecker.

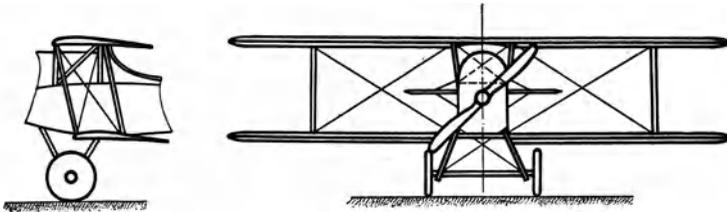


Abb. 45. Einstieliger Doppeldecker.

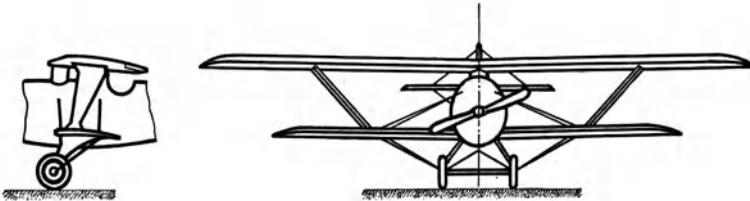


Abb. 46. Anderthalbdecker.

jedesmal einen Aufriß des ganzen Flugzeuges in Vorderansicht und einen Seitenriß des mittleren Stückes, das nach Abbrechen der Rumpfspitze und des Rumpffendes übrig bleibt. Abb. 44 entspricht der normalen, schon in Abb. 43 behandelten Ausführungsform eines „zweistieligen“ Doppeldeckers, der rechts und links, in der Vorder- und Hinterebene je zwei Stiele (Streben) besitzt. In der gleichen Art werden auch drei- und vierstielige Groß-

flugzeuge gebaut. Der Vorteil dieser Bauart ist die Einfachheit und Klarheit der statischen Verhältnisse, d. h. der Kraftverteilungen und Beanspruchungen; ein schwerwiegender Nachteil liegt aber darin, daß die große Zahl langer Kabel und Seile beträchtliche Luftwiderstände mit sich bringt, die das Erreichen größerer Geschwindigkeiten unmöglich machen. In diesem Sinn stellt der „Einstieler“ Abb. 45 einen Fortschritt dar; bei nicht viel verminderter Spannweite ist hier das Auslangen mit nur je einem Stiel gefunden worden. Dabei ist die Kabelanordnung eine etwas andere, indem ein sog. Stirnkabel von der hinteren Stielebene oben nach einem vorn gelegenen Punkt des Rumpfes geführt ist. Eine für Sport- und Kampfwerte sehr verwendbare Bauart zeigt Abb. 46 in dem sog. „Anderthalbdecker“ (Nieuport). Hier hat die untere Fläche nur einen Holm, von dem ein gabelförmig auseinandergespreizter Stiel zu den beiden Holmen des oberen Tragdecks führt. Auf diese Weise werden die Querverspannungen erspart, und überdies sind auch die Kabel, die sonst in den Holmebenen liegen, durch Streben ersetzt; allerdings wird dabei der untere Holm in ungünstiger Weise auf Torsion beansprucht. Erwähnt sei noch, daß auch kabellose Zellen von Doppeldeckern versucht worden sind, bei denen durchweg nur Streben verwendet wurden, sowie Zellen mit durch Gelenke unterbrochenen Holmen.

Das aus Stielen, Kabeln und Holmen bestehende Traggerüst wird ergänzt durch die auf die Holme aufgezogenen Holzrippen oder Spanten ( $R$  in Abb. 43), die das Profil der Fläche festlegen. Über die Rippen werden zunächst Bänder parallel den Holmen gezogen, dann wird Leinwand darüber gespannt. Die Leinwand überzieht man mit besonders imprägniertem Cellonlack, um sie möglichst glatt, widerstandsfähig gegen Witterungseinflüsse und feuersicher zu machen. Statt der Leinwandbespannung wird auch hie und da ein Belag aus dünnen Sperrholzplatten verwendet, der jedoch Feuchtigkeit schlecht verträgt. Bei manchen Bauarten erhalten die Flügel eine obere und untere Begrenzung durch dünne Platten aus Metallblech. Vom aerodynamischen Standpunkt kommt es nur darauf an, daß das beabsichtigte Flügelprofil möglichst gut verwirklicht wird. Da die Leinwand in den Zwischenräumen der Spanten dem äußeren Druck leicht nachgibt, wären die Metallflügel im Vorteil, wenn

hier nicht das Übel bestände, daß das dünne Blech leicht verbeult wird.

In neuerer Zeit hat die fortgeschrittene Technik des Flugzeugbaues wieder sehr brauchbare Eindeckerformen zutage gefördert. Die Abb. 47 zeigt eine völlig freitragende Bauart. Sie

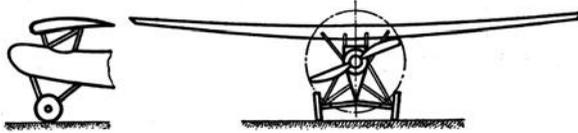


Abb. 47. Freitragender Eindecker.

ist nur dadurch ermöglicht, daß der Flügel selbst, d. h. der Raum zwischen seiner oberen und unteren Begrenzung als tragende Konstruktion ausgebildet ist. Die ersten Flügelkonstruktionen dieser Art stammen von Prof. Junkers-Dessau. Die

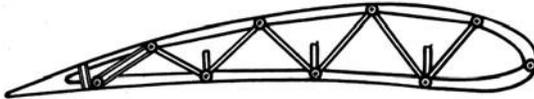


Abb. 48. Querschnitt eines Ganzmetallflügels.

Abb. 48 zeigt einen solchen Flügelquerschnitt für ein in Leichtmetall (Duralumin) ausgeführtes Flugzeug. Die Längsträger (Holme) sind durch ein Fachwerkgerüst miteinander verbunden und durch ein Aluminiumblech oder eine Wellblechhaut zusammengeschlossen. Die einzelnen Fachwerkglieder sind teils dünnwandige Rohre, teils aus dünnem Blech hergestellte Träger (Kleinausführungen nach dem Muster von eisernen



Abb. 49. Querschnitt eines Flügels mit Kastenholm.

Trägern, wie sie im Hochbau oder Brückenbau verwendet werden). — Bei der Bauart der Firma Rohrbach in Berlin ist ein biegungs- und torsionssteifer Kastenholm der tragende Teil des Flügels, und daran sind Vorder- und Hinterteil der Fläche befestigt (Abb. 49). — Die von Dornier, Fokker und vielen französischen Konstrukteuren benützte Bauart besteht (ähnlich wie die älteste Eindeckerausführung) aus einem Gerippe von zwei

oder mehreren Holmen mit Querstäben (Rippen) und einer das Ganze verbindenden Haut. Die Beplankung mit dünnen Platten aus Holz bzw. Metall bildet dabei einen Teil der Tragkonstruktion. Schließlich sei noch auf die ebenfalls mit Erfolg verwendete einholmige Bauweise von freitragenden Flügeln hingewiesen. Der eine Holm überträgt die Biegung, während die Torsionsmomente in der Sperrholz- oder Metallbeplankung weitergeleitet werden. — Diese Beschreibung kann nur in großen Zügen ein Bild von der Ausbildung der freitragenden Flügel geben. Je nach der Art, wie Rippen und Haut zur „Verbundwirkung“ herangezogen werden,

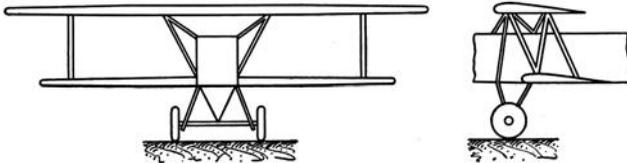


Abb. 50. Zelle mit „N-Stiel“.

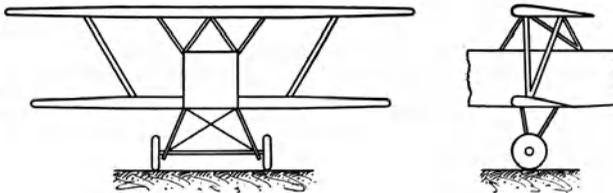


Abb. 51. Zelle mit „V-Stiel“.

sind verschiedene konstruktive Lösungen möglich. In den Junkers-Werkstätten sind auch Tragflügel vollkommen ohne Rippen gebaut worden. Die um die Holme, der Profilform entsprechend gelegte Haut besteht aus so festem Wellblech, daß das Tragwerk die nötige Festigkeit auch ohne Rippenkonstruktion besitzt. Die Flugzeuge mit Wellblechbeplankung haben einen nicht unbeträchtlich erhöhten Widerstand gegenüber Flugzeugen mit glatter Flügel- und Rumpfoberfläche, so daß auch die Junkerswerke bei Flugzeugen mit besonders hohen Geschwindigkeitsanforderungen zur Glattblechbeplankung übergegangen sind. Die Blechhaut wird nach einem besonderen Verfahren so vernietet, daß die Nietköpfe nicht aus der Oberfläche herausragen.

Manche Eindecker und auch einige Systeme von modernen Doppeldeckern besitzen als Tragflächen „halb-freitragende“ Flügel; die Flügel sind hierbei nicht vollständig selbsttragend, und zum Aufbau des Tragwerks sind noch außerhalb liegende Streben usw. erforderlich. Die Abb. 50 zeigt eine solche Zelle mit einem „N-Stiel“, die Abb. 51 ein System mit „V-Stiel“.

Um das Tragwerk eines Flugzeuges zu berechnen, ist es vor allem notwendig, die während des Fluges auftretenden Belastungen zu kennen. Diese Kräfte lassen sich nicht genau vorausbestimmen, und man untersucht deshalb einige Grenzfälle der Belastung, d. h. man berechnet die Schranken, die nach aller Voraussicht die wirklich vorhandenen Wirkungen einschließen. Die physikalischen Unterlagen für solche Annahmen bilden einerseits die Untersuchungen von Tragflächen-Modellen im Luftkanal, andererseits Kontroll-Messungen von Spannkraften und Verformungen von Zellenorganen während des Fluges.

Die größte bei einem gegebenen Flugzustand möglicherweise vorhandene „äußere Kraft“ bezeichnet man als die „sichere Last“ des betreffenden Zustandes. Diese Last multipliziert man mit einem sog. „Sicherheitsgrad“ und erst unter dem Angriff der so vervielfachten Last dürfen die Baustoffe des Tragwerks bis an die Grenze ihrer Leistungsfähigkeit ausgenützt werden. — Der Sicherheitsfaktor soll nicht nur der Ungenauigkeit der Belastungsannahmen Rechnung tragen, sondern auch den Unvollkommenheiten der Festigkeitslehre, der Konstruktion und der Ausführung, endlich den unvermeidlichen Unregelmäßigkeiten in der Beschaffenheit der Baustoffe und ihrer Veränderung während des Betriebes. — Die deutschen Bauvorschriften fordern bis zum Bruch eine Sicherheit von 1,8 bis 3,0 je nach der Art der Beanspruchung und der Wichtigkeit des Bauteiles.

Im Fluge stehen Luftkräfte, Schwerkraft und Beschleunigungskräfte im Gleichgewicht. Im gleichförmigen Horizontalflug wirkt außer den Luftkräften nur noch die Schwerkraft auf das Flugzeug. Im stationären Kurvenflug ist die Beschleunigung auf den Kreismittelpunkt zu gerichtet, als Beschleunigungskraft kommt jetzt die Zentrifugalkraft hinzu. Dies gilt nicht nur für horizontale Kurven, sondern auch für vertikale Kurven. (Looping, Abfangen aus dem Sturzflug oder aus dem steilen Gleitflug.) Die Zentrifugalkräfte sind um so größer, je enger der Kurven-

bzw. der Abfangradius und je größer die Fluggeschwindigkeit ist. Je nach dem Verwendungszweck und der Fluggeschwindigkeit der Flugzeuge nimmt man verschieden große Beschleunigungskräfte an. Für Verkehrs- und Reiseflugzeuge mittlerer Geschwindigkeit setzt man die größte sichere Last beim Abfangen etwa gleich dem dreifachen Fluggewicht, für Sport- und Kunstflugzeuge etwa dem sechsfachen Fluggewicht. Die Vorschriften hierüber weichen in den verschiedenen Ländern nicht unerheblich voneinander ab und sind auch im Laufe der Zeit häufig geändert worden. Bei Sport- und Kunstflugzeugen muß auch das



Abb. 52. Flugbahn beim Abfangen aus dem Sturzflug.

Abfangen aus dem Rückgleitflug berücksichtigt werden, bei dem die Luftkräfte in umgekehrter Richtung wirken als beim normalen Flug. Die Kräfteverteilung beim Flugzeug ist auch abhängig davon, ob die Kurve oder die Abfangbahn bei kleiner Krümmung mit großer Geschwindigkeit oder bei großer Krümmung mit kleiner Geschwindigkeit durchflogen wird. Beim üblichen Abfangen aus dem Sturzflug entstehen nacheinander alle Möglichkeiten (siehe Abb. 52). Zu Beginn ist die Flugbahn schwach gekrümmt und wird rasch durchflogen; allmählich wird die Bahnkrümmung immer stärker, die Fluggeschwindigkeit läßt immer mehr nach. Die meisten Bauvorschriften

berücksichtigen die Verschiedenheit der Flugzustände im Verlauf des Abfangvorganges.

Starke Beanspruchungen im Fluge entstehen auch durch die Unregelmäßigkeit der Luftbewegung. Besonders beachtet werden vertikale Böen. Erhält das Flugzeug eine Böe von unten, so bedeutet das eine Anstellwinkelvergrößerung vom Betrage  $w/v$ , wenn  $w$  die Böengeschwindigkeit,  $v$  die Fluggeschwindigkeit ist (siehe Abb. 53). Die Auftriebskraft der Tragfläche wird wesentlich erhöht, das Flugzeug erfährt eine Beschleunigung nach oben. Die Böenbeanspruchungen sind um so größer, je höher die Fluggeschwindigkeit ist und werden bei den modernen, schnellen Flugzeugen oft maßgebend für die Bemessung. Es ist Sache der meteorologischen Beobachtung, die Wahrscheinlichkeit für das Auftreten von Böen gewisser Stärken aufzustellen. Man nimmt

dann für die statische Berechnung des Flugzeuges eine größere Böenstärke an, die schon im Bereich sehr seltener Ereignisse liegt. Im übrigen hat es der Flugzeugführer in der Hand, bei böigem Wetter gefährliche Böenbeanspruchungen seines Flugzeuges durch Herabsetzen der Fluggeschwindigkeit zu vermeiden.

Es ist selbstverständlich, daß man die Tragwerkteile, die beim Landen beansprucht werden, für die beim Landen auftretenden Kräfte (ähnlich wie das Fahrwerk, vgl. Kap. VIII) untersuchen muß. Die Flügelhinterkanten müssen auch eine zur Flügelsehne senkrecht wirkende Kraft aushalten, die einer Belastung beim Aufbau (Griffestigkeit) entspricht.

Die beschriebenen Lastzustände sind, wie schon oben hervorgehoben wurde, z. T. willkürlich festgelegt. Sie sind jedoch so gewählt, daß das Tragwerk in jeder Richtung von Kräften beansprucht ist, von denen man annimmt, daß sie gewisse Grenzwerte vorstellen. Wenn man nun mit diesen Lastfällen die statische Berechnung der Zelle durchführt und jeden Bauteil nach der ungünstigsten Wirkung dimensioniert, so wird man

sicher sein dürfen, daß das System allen Angriffen genügt.

Ist eine neue Flugzeugtype auf Grund der statischen Berechnungen konstruiert worden, so wird die Tragfähigkeit der Zelle häufig noch durch eine Belastungsprobe kontrolliert. Die Unsicherheit in der Schätzung der Materialkonstanten, die Rechnungsannahmen, bei denen bis zum Bruch ein elastisches Verhalten des Materials vorausgesetzt wird, lassen eine solche Überprüfung mitunter als ratsam erscheinen. Gewöhnlich wird eine solche Untersuchung für den Betriebszustand, des Abfangens, vorgenommen. Es geschieht dies dann in der Weise (Abb. 54), daß man das Flugzeug umwendet, die Flügel mit Sand belastet und dabei das Tragwerk dort unterstützt, wo im Betriebszustand die größten Lasten angreifen, also längs des Rumpfes beim Motorspant, dem Führersitz usf. Damit erreicht man, daß die Kräfte relativ zum Tragwerk in dem gleichen Sinn wirken wie beim Fluge, nämlich die Sandlast an Stelle des Auftriebs und die Auflagerkräfte an Stelle der

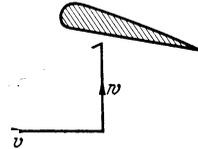


Abb. 53. Vergrößerung des Anstellwinkels durch eine Böe von unten.

eigentlichen Belastung des Flugzeuges. Die Verteilung des Sandes über den Flügel muß man möglichst der Auftriebsverteilung anpassen und ebenso die Verteilung der Auflagerkräfte der Belastungen. Das letztere geschieht mit Hilfe eines geeignet berechneten Hebelsystems, wie es Abb. 54 andeutet.

Bei der Bruchprobe wird die schwächste Stelle des Tragwerks aufgefunden, und man erkennt, ob die Zelle den geforderten Sicherheitsgrad aufweist. Alle etwa vorhandenen konstruktiven Mängel lassen sich damit natürlich nicht aufdecken,

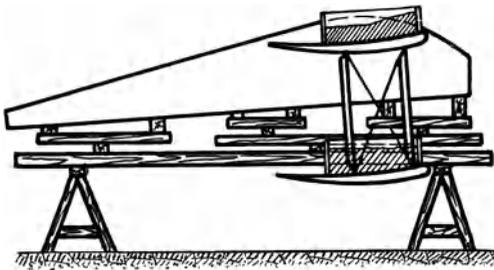


Abb. 54. Bruchprobe.

und da das Verfahren kostspielig ist, führt man häufig auch Versuche aus, bei denen das Tragwerk nur mit der sicheren Last beansprucht wird, Durch sorgfältige Messungen können dann die Annahmen

der Festigkeits-Berechnung nachgeprüft werden. — Über die Durchführung der statischen und der Festigkeitsrechnungen gibt die umfangreiche Literatur der Flugzeugstatik nähere Auskunft<sup>1)</sup>.

## 10. Der Wagrechtflug.

Die in Abschnitt 6 angestellten Überlegungen ermöglichen es, die Geschwindigkeit des Wagrechtfluges für ein Flugzeug zu berechnen, sobald wir sein Gewicht, die Größe der Tragfläche, sowie den Anstellwinkel beim Wagrechtflug kennen und das Tragflächenprofil hinsichtlich seiner Beiwerte schon untersucht haben. Wir hatten S. 51 die Gleichung aufgestellt:

$$A = c_a \cdot F \cdot q = c_a \cdot F \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2}.$$

Beim Wagrechtflug müssen der Auftrieb und das Gewicht  $G$  des Flugzeuges (samt allen darin befindlichen Lasten) gleich sein. Wäre ein Überschuß an Auftrieb vorhanden, so würde das

<sup>1)</sup> Z. B. Thalau u. Teichmann, Aufgaben aus der Flugzeugstatik, Berlin: Julius Springer 1933.

Flugzeug steigen, im umgekehrten Fall würde es sinken. Wir haben also die Gleichung:

$$G = A = c_a \cdot F \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2}.$$

Löst man diese Gleichung nach der Geschwindigkeit  $v$  auf, so erhält man:

$$v^2 = \frac{G}{c_a \cdot \rho / 2 \cdot F}, \quad v = \sqrt{\frac{G}{c_a \cdot \rho / 2 \cdot F}}.$$

Den Beiwert  $c_a$  muß man der durch Versuche festgestellten Auftriebslinie entnehmen, was nur dann möglich ist, wenn man den Anstellwinkel des Wagrechtfluges kennt. Sei beispielsweise der Anstellwinkel  $\alpha = 2^\circ$  und das Profil Abb. 19 gewählt, dann zeigt die Abb. 22 ein  $c_a = 0,41$ ; für ein Flugzeug von 1200 kg Gewicht und 35 m<sup>2</sup> Tragfläche hat man sonach, wenn man für die Dichte der Luft den Normalwert  $1/8$  setzt,

$$v = \sqrt{\frac{1200}{0,41 \cdot \frac{1}{8} \cdot 35}} = 36,6 \text{ m/sek.}$$

Wäre der Anstellwinkel nicht  $2^\circ$ , sondern  $4^\circ$ , so ergäbe die Abb. 22 ein  $c_a = 0,552$ ; dann wäre  $v = 31,4$  m/sek. Bei  $6^\circ$  zeigt die Abb. 22 ein  $c_a = 0,70$ , daraus rechnet sich  $v = 28,0$  m/sek. Man erkennt so, daß die Geschwindigkeit mit zunehmendem Anstellwinkel abnimmt.

Eine vollständige Berechnung der Fluggeschwindigkeit ist dies, wie man sieht, noch nicht, da wir ja nicht wissen, wie wir den Anstellwinkel zu finden haben. Es ist auch selbstverständlich, daß man die Fluggeschwindigkeit nicht berechnen kann, wenn man nichts über die Motorleistung weiß. Wir werden erst im Kapitel VI die vollständige Berechnung durchführen können; doch ist es schon hier möglich, noch einen Schritt weiterzugehen.

Wir können nämlich, zurückgreifend auf die Überlegungen von Abschnitt 6 und auf die am Schlusse von Abschnitt 5 über die „schädliche Fläche“ eines Flugzeuges gemachten Bemerkungen, die für jeden Anstellwinkel erforderliche Zugkraft bestimmen. Die Zugkraft, die der Motor durch die Luftschraube ausüben muß, um das Flugzeug im Wagrechtfluge zu erhalten, muß ja genau so groß sein wie die Widerstände, die das Flugzeug zu überwinden hat. Wir haben nun zweierlei

Widerstände kennen gelernt: Im Kapitel I den „schädlichen“ Widerstand der verschiedenen Teile des Flugzeuges, Rumpf, Stiele, Kabel usw., und jetzt den Tragflächenwiderstand. Beide zusammen müssen der erforderlichen Zugkraft  $Z$  gleich sein. Es gilt also:

$$Z = \text{Tragflächenwiderstand} + \text{Schädlicher Widerstand.}$$

Bezeichnen wir die schädliche Fläche des ganzen Flugzeuges, d. i. die Summe der schädlichen Flächen aller Teile (mit Ausschluß der Tragflächen) mit  $f$ , so ergibt die Zusammenstellung der beiden Widerstände die Formel:

$$Z = c_w \cdot \frac{Q}{2} \cdot F \cdot v^2 + 1,3 \frac{Q}{2} f v^2.$$

Der erste Summand auf der rechten Seite entspricht der Widerstandsformel auf S. 51, der zweite der Widerstandsformel auf S. 43. In dem eben behandelten Beispiel, also für  $F = 35 \text{ m}^2$ , hatten wir beim Anstellwinkel  $2^\circ$  die Geschwindigkeit gleich  $36,6 \text{ m}$  je sek gefunden. Das zweite Diagramm unseres Profils,

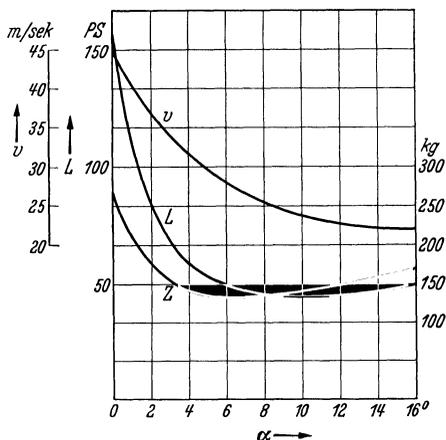


Abb. 55. Geschwindigkeit, Zugkraft und Zugleistung.

Abb. 23, zeigt, daß der Beiwert  $c_w$  für  $\alpha = 2^\circ$  ungefähr  $0,026$  beträgt. Nehmen wir die schädliche Fläche zu  $0,9 \text{ m}^2$  an, so ergibt sich eine erforderliche Zugkraft:

$$Z = 0,026 \cdot \frac{1}{16} \cdot 35 \cdot 36,6^2 + 1,3 \cdot \frac{1}{16} \cdot 0,9 \cdot 36,6^2 = 176 \text{ kg.}$$

Ist der Anstellwinkel nicht  $2^\circ$ , sondern  $4^\circ$ , so besagt unsere frühere Rechnung, daß die Geschwindigkeit  $31,4 \text{ m/sek}$  beträgt, und die Abb. 23 zeigt den Beiwert  $c_w = 0,034$ . Die Ausrechnung ergibt dann:

$$Z = 0,034 \cdot \frac{1}{16} \cdot 35 \cdot 31,4^2 + 1,3 \cdot \frac{1}{16} \cdot 0,9 \cdot 31,4^2 = 146 \text{ kg.}$$

Für den Anstellwinkel von  $6^\circ$  findet sich in gleicher Weise  $v = 28,0 \text{ m/sek}$ ,  $c_w = 0,044$  und die erforderliche Zugkraft  $Z = 133 \text{ kg}$ .

Multipliziert man die in irgend einem Fall berechnete Zugkraft  $Z$  mit der Größe der Geschwindigkeit  $v$ , so erhält man in dem Produkt  $Z \cdot v$  die Größe der zur Überwindung von Rücktrieb und schädlichem Widerstand erforderlichen Zugleistung  $L$ . Beim Anstellwinkel  $2^\circ$  war  $v = 36,6$  m/sek und  $Z = 176$  kg, also ergibt sich  $L = 36,6 \cdot 176 = 6442$  kgm/sek; bei  $\alpha = 4^\circ$  findet man aus  $v = 31,4$  m/sek und  $Z = 146$  kg die erforderliche Zugleistung  $L = 4584$  kgm/sek. In Abb. 55 sind die in dieser Weise berechneten Werte der Geschwindigkeit  $v$ , der erforderlichen Zugkraft  $Z$  und Zugleistung  $L$  als Funktionen des Anstellwinkels  $\alpha$  eingetragen. Als Maßeinheit für die Leistung ist statt kgm je sek die 75 mal so große „Pferdestärke“ (PS) gewählt. Den beiden oben berechneten Leistungswerten entsprechen dann 86 PS bzw. 61 PS.

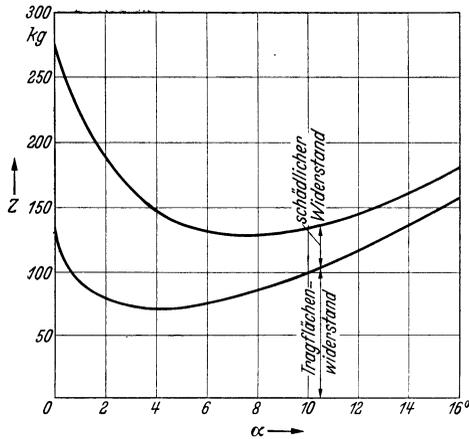


Abb. 56. Aufteilung des Gesamtwiderstandes in schädlichen Widerstand und Tragflächenwiderstand

In Abb. 56 ist nochmals die gesamte erforderliche Zugkraft zusammen mit dem Anteil der Tragfläche allein eingezeichnet (erster Summand in der Gleichung für  $Z$ ). Man sieht daraus, daß für große Anstellwinkel, also für kleinere Fluggeschwindigkeiten der Gesamtwiderstand des Flugzeuges fast ausschließlich von der Tragfläche herrührt, während bei kleinen Anstellwinkeln, also großen Geschwindigkeiten, der schädliche Widerstand der übrigen Flugzeugteile den größeren Anteil am Gesamtwiderstand bildet.

Mit welchem Anstellwinkel das Flugzeug nun tatsächlich wagrecht fliegt, hängt davon ab, welche Zugkraft der Motor durch die Luftschraube ausüben vermag. Darüber können wir erst in den folgenden Kapiteln sprechen. Unser bisheriges Ergebnis besteht nur darin, daß wir zu jedem

angenommenen Anstellwinkel die Geschwindigkeit, die erforderliche Zugkraft und die erforderliche Leistung der Luftschaube berechnen können. An dieses Ergebnis werden wir im Kapitel VI, nachdem wir vorher die Wirkungsweise der Luftschaube und des Motors besprochen haben, wieder anknüpfen.

## 11. Der Gleitflug.

Wir wollen jetzt die Verhältnisse beim Gleitflug mit abgestelltem Motor näher untersuchen. Beim Gleitflug muß die resultierende Luftkraft, die sich aus Auftrieb und Flugzeugwiderstand zusammensetzt, in die Richtung der Senkrechten fallen, damit sie dem Gewicht des Flugzeuges das Gleichgewicht halten kann (siehe Abb. 57).

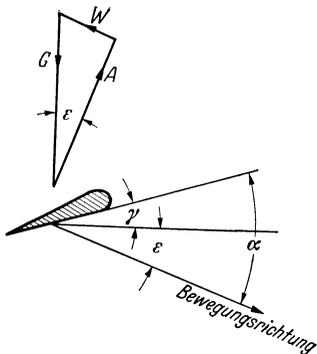


Abb. 57. Kräftegleichgewicht und Fluglage im Gleitflug.

Wir wollen den Gleitwinkel und den Anstellwinkel in Bogenmaß messen (Einheit in Bogenmaß =  $57,3^\circ$ ), den Cosinus dieser Winkel gleich 1, den Sinus und Tangens gleich den Winkeln selbst setzen. Da wir es nur mit Winkeln bis zu etwa  $16^\circ$  zu tun haben, sind die Fehler, die wir dadurch begehen, gering. So ist  $\cos 16^\circ = 0,961$ ,

$\sin 16^\circ = 0,276$ ,  $\tan 16^\circ = 0,286$ ,  $16^\circ$  in Bogenmaß  $0,280$ ; der größte mögliche Fehler beträgt 4 vH. Die Bewegungsrichtung des Flugzeuges steht senkrecht auf dem Auftrieb, das Flugzeug bewegt sich also in einer Richtung schräg nach abwärts, die mit der Wagrechten den Winkel  $\varepsilon$  einschließt. Wir haben jetzt auch den Grund kennengelernt, warum man das Verhältnis Widerstand zu Auftrieb Gleitzahl und den entsprechenden Winkel Gleitwinkel nennt. Durch  $\varepsilon$  und den dazugehörigen Anstellwinkel  $\alpha$  der Tragfläche ist die Lage des Flugzeuges im Raum gegeben, die Sehne des Profils bildet mit der Wagrechten den Winkel  $\gamma = \alpha - \varepsilon$  (siehe Abb. 57). Wir wollen nun für das im vorigen Abschnitt behandelte Beispiel Gleitwinkel  $\varepsilon$  und Fluglage  $\gamma$  in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$  bzw. von der

Fluggeschwindigkeit ermitteln. Es ist angenähert

$$\varepsilon = \frac{W}{A} = \frac{W}{G} = \frac{Z}{G},$$

wo  $Z$  die in Abb. 55 aufgetragene, für den Wagrechtflug erforderliche Zugkraft ist, die gleich dem Flugzeugwiderstand  $W$  sein muß. Die Fluggeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Anstellwinkel ist die gleiche wie in Abb. 55 gezeichnet, wobei allerdings die auf S. 87 verwendete Gleichung

$$G = A$$

jetzt nur angenähert gültig ist. Wir haben also z. B. für  $\alpha = 2^\circ$

$$\varepsilon = \frac{176}{1200} = 0,147,$$

durch Multiplikation mit 57,3 erhalten wir  $\varepsilon$  in  $^\circ$ , also  $\varepsilon = 8,4^\circ$ . Die zugehörige Flugzeuglage (Winkel der Profilsehne gegen die Wagrechte)

beträgt  $\gamma = 2^\circ - 8,4^\circ = -6,4^\circ$ , d. h. die Profilsehne ist nach abwärts geneigt. Für  $\alpha = 6^\circ$  haben wir  $\varepsilon = \frac{133}{1200} = 0,111$ , oder  $\varepsilon = 6,3^\circ$ , daraus ergibt sich

$$\gamma = 6^\circ - 6,3^\circ = -0,3^\circ.$$

In Abb. 58 sind die in dieser Weise berechneten Werte des Gleitwinkels  $\varepsilon$  und des Fluglagewinkels  $\gamma$  zusammen mit der aus Abb. 55 übernommenen Fluggeschwindigkeit  $v$  über dem Anstellwinkel  $\alpha$  aufgetragen. Außerdem ist in Abb. 58 die Sinkgeschwindigkeit  $w$  aufgetragen, die gleich der vertikalen Komponente der Fluggeschwindigkeit ist.

$$w = v \cdot \sin \varepsilon.$$

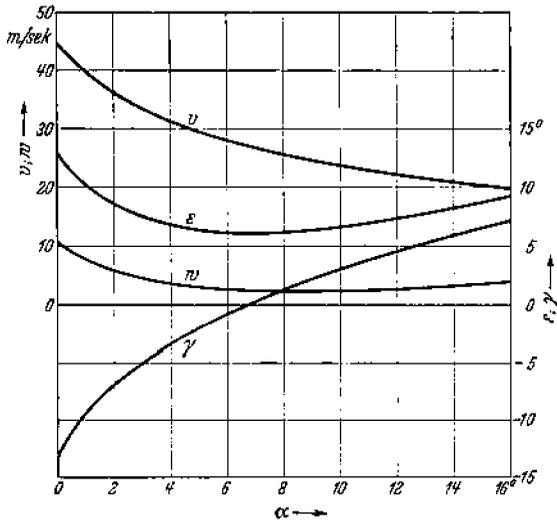


Abb. 58. Gleitflugkennlinien.

Man liest aus Abb. 58 folgende Tatsachen ab: Es gibt einen kleinstmöglichen Gleitwinkel, der in unserem Fall etwa  $7^{\circ}$  beträgt und bei einem Anstellwinkel von etwa  $6^{\circ}$  und einer Fluggeschwindigkeit von 28 m/sek auftritt. Weiter gibt es eine kleinstmögliche Sinkgeschwindigkeit, die hier etwa 2,8 m/sek beträgt und bei einem Anstellwinkel von  $10^{\circ}$  und einer Fluggeschwindigkeit von 24 m/sek auftritt. Die Flugzeuglage ist beim Gleiten mit hoher Geschwindigkeit so, daß die Nase nach unten, der Schwanz nach oben zeigt, mit abnehmender Fluggeschwindigkeit richtet sich das Flugzeug auf, bis schließlich umgekehrt die Nase nach oben und der Schwanz nach unten zeigt. Die Fluglage kann, wie wir in Abschn. VII näher besprechen werden, vom Flugzeugführer durch Betätigen des Höhenruders verändert werden. Er kann das Flugzeug ziehen (die Nase richtet sich auf) oder drücken (die Nase senkt sich herab). Wir sehen nun aus Abb. 58, daß im Bereich hoher Fluggeschwindigkeiten durch Ziehen des Flugzeuges der Gleitwinkel und die Sinkgeschwindigkeit verringert wird. Dagegen erfolgt bei kleinen Fluggeschwindigkeiten beim weiteren Ziehen umgekehrt eine Vergrößerung von Gleitwinkel und Sinkgeschwindigkeit. Wir haben also von einer bestimmten Gleitgeschwindigkeit an eine Umkehr der Steuerwirkung, die besonders beim Landevorgang beobachtet werden muß, wie in Abschn. VIII näher erläutert werden wird.

### III. Muskelflug und Segelflug.

#### 12. Fliegen aus eigener Kraft.

Zu den wesentlichen Teilen eines vollständigen Flugzeuges im gewöhnlichen Sinne dieses Wortes gehören außer der Tragfläche Luftschaube und Motor. Keine nennenswerte praktische Verkehrsleistung ist bisher auf andere Weise erzielt worden als durch Aufwendung erheblicher motorischer Kräfte unter Vermittlung einer Luftschaube. Gleichwohl hat in den letzten Jahren vom sportlichen Standpunkt der motorlose Flug oder Segelflug so sehr die Teilnahme der Öffentlichkeit gefunden, daß wir einer Besprechung des Gegenstandes hier nicht aus dem Wege gehen wollen. Aber auch das von menschlicher Muskelkraft angetriebene Flugzeug war in letzter Zeit Gegenstand ver-

schiedener Wettbewerbsausschreibungen flugsportlich interessierter Stellen. Die folgenden Überlegungen sollen uns zunächst über die etwaige Möglichkeit eines solchen Fliegens „aus eigener Kraft“ belehren.

Im vorangehenden Kapitel haben wir gelernt, daß und wie eine geeignet geformte Tragfläche, wenn sie wagrecht durch die Luft bewegt wird, Auftrieb erfährt. Zugleich mit dem Auftrieb entsteht aber unvermeidlich ein Rücktrieb, d. i. ein der Bewegungsrichtung entgegenwirkender Widerstand, und zu diesem tritt noch, in gleichem Sinn wirkend, der im ersten Kapitel ausführlich besprochene „schädliche Widerstand“ aller übrigen Teile des bewegten Flugkörpers. Zusammenfassend konnten wir im vorletzten Abschnitt des vorigen Kapitels die Größe der bei einem beliebigen Anstellwinkel erforderlichen Zugkraft und Zugleistung berechnen. Die gefundene, nicht unbeträchtliche Zahl von Pferdestärken müßte der Flieger aus eigener Kraft aufbringen, wenn er ohne Motor mit der der Rechnung zugrundegelegten Tragfläche fliegen wollte. Nun ist es selbstverständlich, daß man ohne Motor nicht so viel Auftrieb, also auch nicht so große Tragflächen braucht und gewiß auch noch an „schädlicher Fläche“ sparen kann. Wir wollen überschläglich ermitteln, wie groß die Mindestleistung ist, die ein möglichst günstig gebautes Muskelflugzeug erfordern würde. Multipliziert man die S. 88 oben gegebene Gleichung für die erforderliche Zugkraft mit der Geschwindigkeit  $v$ , so erhält man für die erforderliche Zugleistung  $L$  den Ausdruck

$$L = Z \cdot v = c_w \cdot \frac{\rho}{2} \cdot F \cdot v^3 + 1,3 \frac{\rho}{2} \cdot f \cdot v^3.$$

Die Größe von  $v$  kann man aus der Auftriebsgleichung  $A = c_a \rho F v^2 / 2$  berechnen, wenn man darin  $A = G$ , Auftrieb gleich Gewicht setzt. Man erhält wie schon auf S. 87

$$v = \sqrt{\frac{G}{c_a \rho / 2 \cdot F}},$$

und wenn man dies in die Gleichung für  $L$  einführt:

$$L = \frac{c_w}{\sqrt{c_a^3}} \cdot \sqrt{\frac{G^3}{\rho / 2 \cdot F}} + \frac{1,3}{\sqrt{c_a^3}} \cdot \frac{f}{F} \cdot \sqrt{\frac{G^3}{\rho / 2 \cdot F}}.$$

Die dem ersten Wurzelzeichen voranstehende Vorzahl  $c_w : \sqrt{c_a^3}$  ist nur von den Profileigenschaften des Flügels abhängig. Wir legen wieder das Profil von Abb. 19 zugrunde. Der kleinste Wert des Ausdruckes  $c_w / \sqrt{c_a^3}$  beträgt etwa 0,08 und wird für  $\alpha = 8^\circ$  und  $c_a = 0,8$  angenommen. Durch Vergrößerung des Seitenverhältnisses (schmale Flügel von großer Spannweite) kann man diesen Wert vielleicht noch auf 0,06 herabdrücken. Die Ansichtsfläche des Rumpfes muß, damit ein Mensch liegend im Rumpf Platz haben kann, etwa  $0,2 \text{ m}^2$  betragen. Nehmen wir an, daß der Rumpf gute Stromlinienform hat, wie der in der letzten Reihe der Zahlentafel 5 angeführte Körper, dann ist die schädliche Fläche  $f = 0,043 \times 0,2 = 0,0086 \text{ m}^2$ . Wir nehmen weiter eine Tragflächengröße von  $12 \text{ m}^2$  an und ein Fluggewicht von 120 kg. (Das Flugzeug darf leer also nur 50 kg wiegen.) Es ist dann

$$\frac{1,3 f}{\sqrt{c_a^3} F} = \frac{1,3 \cdot 0,0086}{\sqrt{0,8^3} \cdot 12} = 0,0018,$$

eine Zahl, die verglichen mit  $c_w / \sqrt{c_a^3} = 0,06$  sehr klein ist. Das bedeutet, daß bei weitem der größte Teil des Widerstandes von der Tragfläche herrührt. Wir setzen die Zahlen in die Leistungsgleichung ein und erhalten

$$L = \sqrt{\frac{120^3}{\frac{1}{16} \cdot 12}} (0,06 + 0,0018) = 94 \text{ mkg/sek.}$$

Rechnen wir noch mit einem Wirkungsgrad der Vortriebs-einrichtung von 0,85, dann ist die vom Menschen aufzubringende Leistung 110 mkg/sek oder etwa 1,5 PS.

Alle Beobachtungen stimmen darin überein, daß ein kräftiger Mann einigermaßen anhaltend höchstens ein Fünftel Pferdestärke oder 15 kgm/sek leisten kann. Wir sind also zu dem Ergebnis gelangt, daß nach dem heutigen Stande der Technik zu anhaltendem Wagrechtflug des menschlichen Körpers mindestens sechs- bis siebenmal so viel Arbeitsleistung erforderlich ist, als der durchschnittlich kräftige Mensch aufzubringen vermag.

Über etwaige Möglichkeiten, in späterer Zukunft ohne Motorunterstützung zu fliegen, sagen unsere Rechnungen nichts Bestimmtes aus. Jedenfalls gibt es auch nicht, wie man vor

einigen Jahrzehnten, in den Anfängen der Fluglehre, annahm, einen theoretischen Mindestwert an „Schwebearbeit“ der unter allen Umständen, unabhängig von der Bewegungsart, zur Erzielung des Auftriebs aufgebracht werden müßte. Kein Gesetz der Mechanik oder Physik spricht gegen die Möglichkeit eines Fliegens mit 10 oder 15 kgm/sek Arbeitsleistung bei 100 kg Fluggewicht — aber die heutige Technik gibt uns kein Mittel an die Hand, eine solche Möglichkeit zu verwirklichen<sup>1)</sup>.

Wir wollen noch einmal darauf hinweisen, daß sich alle unsere Überlegungen auf den Flug in gewisser Höhe über dem Boden beziehen. Es ist bekannt, daß beim Flug sehr dicht über dem Boden wesentlich geringere Widerstände zu überwinden sind als in größerer Höhe. So kann man bei Segelflugzeugen eine erhebliche Verringerung des Gleitwinkels und der Sinkgeschwindigkeit in unmittelbarer Bodennähe beobachten. Möglicherweise könnte ein mit Muskelkraft angetriebener „Bodengleiter“ bereits mit den heutigen Mitteln der Technik konstruiert werden, doch könnte man ein derartiges Sportgerät kaum als Flugzeug bezeichnen. Eine andere Möglichkeit, wenigstens indirekt mit Muskelkraft für kurze Zeit zu fliegen, besteht darin, daß die menschliche Energie vor dem Fluge während längerer Zeit aufgebracht und gespeichert wird. Die zum Fliegen notwendige Energie wird dann im Flug dem mitgeführten Energiespeicher entnommen. Führt man 7 Minuten lang die menschliche Arbeit einem Energiespeicher zu, dann ist unter der Voraussetzung verlustfreier Speicherung ein Wagrechtflug von 1 Minute Dauer möglich. Allerdings muß auch die für den Startvorgang notwendige Energie mitgespeichert worden sein, so daß sich das Verhältnis von Speicherarbeit zu Flugzeit noch wesentlich verschlechtert.

Daß der Muskelflug des Menschen vorläufig auf unüberwindbare Schwierigkeiten stößt, während die Vögel offenbar ohne größere Anstrengung weite Strecken im Flug zurücklegen können, liegt übrigens nicht an der Unvollkommenheit der dem

---

<sup>1)</sup> Die Überlegungen dieses Abschnittes sind in etwas mehr mathematischer Ausdrucksweise vom Verfasser früher veröffentlicht worden in einem Aufsatz „Segelflug und Ähnlichkeitsgesetz“ in der Zeitschr. f. angew. Mathem. u. Mechanik, Bd. 3, 1923, S. 64.

Menschen zur Verfügung stehenden Hilfsmittel. Im Gegenteil dürfte die auf das Fluggewicht bezogene erforderliche Flugleistung bei den meisten Vögeln größer sein als bei dem Flugzeug, dessen Leistungsbedarf wir oben berechnet haben. Der Grund dafür, daß der Mensch die Konkurrenz mit dem Vogel nicht aufnehmen kann, ist darin zu suchen, daß er im Verhältnis zu seinem Gewicht nur einen kleinen Bruchteil der Muskelsubstanz besitzt, über die der Vogel verfügt. Nach neueren Messungen sollen die guten Flieger unter den Vögeln bis 30 vH ihres Körpergewichtes an Flugmuskulatur besitzen, während beim Menschen Brust- und Wadenmuskeln zusammen höchstens 4 vH seines Gewichtes ausmachen. Der Mensch brauchte also, um den Vergleich mit dem Vogel hinsichtlich seiner Fähigkeit zum Muskelflug aufnehmen zu können, etwa ein siebenfaches an Muskelarbeitsvermögen, ein Ergebnis, das mit dem der obigen Rechnung übereinstimmt.

Die Überlegungen dieses Abschnitts haben zwar die Schwierigkeiten des menschlichen Muskelfluges erwiesen, andererseits jedoch gezeigt, daß ein Fliegen mit einem Leistungsaufwand von nur wenigen Pferdestärken durchaus möglich ist.

Während auch leichte Sportflugzeuge heute noch eine Motorenstärke von wenigstens 60 PS erhalten, sind mit versuchsweise gebauten Leichtflugzeugen von 4 bis 5 PS gute Erfolge erzielt worden.

### 13. Segelfliegen.

Unter Segelflug versteht man eine Flugbewegung ohne Motor, bei der die zur Überwindung aller Widerstände erforderliche Arbeitsleistung der bewegenden Kraft des natürlichen Windes entnommen wird. Es ist üblich, „statischen“ und „dynamischen“ Segelflug zu unterscheiden, indem man meint, daß der erstere vorwiegend ruhige, gleichförmige Luftbewegung, „Wind“ im engeren Sinn, ausnutzt und dabei auf einem Gleichgewichtszustand ähnlich dem des Motorfluges beruht, während der „dynamische“ Segler Luftströmungen, die örtlich und zeitlich stark wechseln, durch geschicktes Manövrieren für sich verwertet. Wir sprechen zunächst von statischem Segelflug. Dieser ist nichts anderes als ein Gleitflug in einer Luftschicht, die sich nach aufwärts bewegt. Relativ zur

umgebenden Luft gleitet das Flugzeug schräg nach abwärts unter genau den gleichen Umständen, wie wir sie in Abschn. 11 untersucht haben. Es gibt also bei einer bestimmten Gleitgeschwindigkeit eine kleinstmögliche Sinkgeschwindigkeit (immer relativ zur umgebenden Luft), es gibt einen kleinsten Gleitwinkel, es gibt eine Umkehr der Steuerwirkung, alles wie in Abschn. 11 besprochen. Nur dadurch, daß der Gleitflug im aufsteigenden Luftstrom stattfindet, kann das Flugzeug seine Höhe halten, bei genügend starkem Aufwind sogar Höhe gewinnen. Die kleinste Sinkgeschwindigkeit des Flugzeuges, dessen Kennlinien in Abb. 58 dargestellt sind, beträgt 2,8 m/sek. Aufwinde von solcher Größe kommen tatsächlich vor, so daß es unter Umständen möglich wäre, mit dem erwähnten Flugzeug von 1200 kg Gewicht und 35 m<sup>2</sup> einen wagrechten Segelflug mit leerlaufendem oder stillstehendem Motor auszuführen. Nun sind die Fluggewichte der Segelflugzeuge wesentlich niedriger, da das Motorgewicht wegfällt und ihre Festigkeit auch geringer sein kann als die der Motorflugzeuge. So hat z. B. die Austria (vgl. Zahlentafel 6 S. 104) bei 35 m<sup>2</sup> Tragflächengröße ein Leergewicht von 392 kg, also ein Fluggewicht von etwa 470 kg. Nehmen wir an, daß der Gleitwinkel der gleiche sei wie bei dem in Abschn. 10 untersuchten Flugzeug, so hat das niedrigere Gewicht jetzt eine geringere Fluggeschwindigkeit und damit auch eine geringere Sinkgeschwindigkeit  $w = v \cdot \varepsilon$  zur Folge. Bei 0,39fachem Fluggewicht beträgt die Fluggeschwindigkeit das  $\sqrt{0,39} = 0,625$ fache und somit die Sinkgeschwindigkeit  $0,625 \cdot 2,8 = 1,75$  m/sek. Nun sind die besten Gleitwinkel von Segelflugzeugen wesentlich kleiner als bei Motorflugzeugen. Dies rührt hauptsächlich davon her, daß infolge der geringen Festigkeitsanforderungen (geringere Fluggeschwindigkeit) und des geringen Fluggewichtes die Tragflächen mit einem sehr viel größeren Seitenverhältnis gebaut werden können (bei der Austria 25,7 statt 6,0 wie in Abschn. 10 angenommen). Die Tragflächenwiderstandsbeiwerte sind dadurch erheblich reduziert (siehe S. 74). Gleitwinkel von 2,5° bis 3° sind bei Segelflugzeugen leicht erreichbar. Vergleichen wir diese Zahlen mit dem besten Gleitwinkel in Abb. 58 von 7,0°, so sehen wir, daß die Sinkgeschwindigkeit von Segelflugzeugen auf den vierten Teil der in Abb. 58 aufgetragenen Sinkgeschwindigkeit, also bis auf

etwa 0,7 m/sek herabgesetzt werden kann. Die Kurve der Sinkgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Anstellwinkel bzw. von der Fluglage verläuft dabei ähnlich wie in Abb. 58. Durch Ziehen oder Drücken läßt sich die Sinkgeschwindigkeit relativ zur umgebenden Luft unter Beachtung der oben besprochenen Umkehr der Steuerwirkung in gewissen Grenzen beeinflussen, so daß bei einem gegebenen Aufwind hinreichender Stärke ein Wagrechtfliegen, Steigen oder Fallen möglich ist.

Daß tatsächlich Windbewegungen mit einer vertikal aufwärts gerichteten Komponente von 1 bis 3 m/sek vielfältig vorkommen, zeigen die einfachsten meteorologischen Beobachtungen.

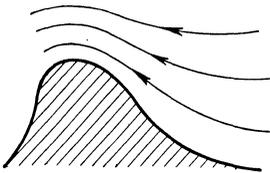


Abb. 59. Hangwind.

Wenn ein gewöhnlicher wagrecht gerichteter Wind gegen eine Anhöhe trifft, Abb. 59, muß er sich nach oben wenden. Bei 5 m/sek Wagrecht-Windgeschwindigkeit genügt eine Ablenkung von  $30^\circ$ , um eine Aufwärtskomponente von rd. 2,9 m je sek zu erzeugen. Der statische Segelflug wird nun dadurch eingeleitet, daß der

Segler auf der Höhe der Kuppe entgegen der Windrichtung etwas Anlauf nimmt und sich dann dem Winde auf der Luvseite der Höhe überläßt. War die Endgeschwindigkeit des Anlaufs genügend groß, so wird das Flugzeug zunächst ziemlich rasch steigen, weil der Wind in unmittelbarer Nähe des Hanges etwas gehemmt ist und erst in einiger Entfernung frei wirkt. Durch Einstellen des Höhensteuers regelt der Flieger seine Steig- und Sinkgeschwindigkeit in den durch die Größe des Aufwindes gegebenen Grenzen. Natürlich muß er darauf achten, nicht aus dem Gebiet des Aufwindes hinauszukommen. Zu diesem Zweck wird der Segler Kreise oder Schleifen (Kehren) beschreiben müssen, wenn er lange in der Luft bleiben will. Seinen Landungsplatz kann er in gewissem Umfang frei wählen, auch unter Umständen an den Ausgangspunkt zurückkehren. In den mechanischen Bedingungen des statischen Segelfluges ist nichts enthalten, was auf eine Begrenzung der Flugdauer oder des zurückgelegten Weges hinweist. Abb. 60 zeigt den Grundriß der vielfach verschlungenen Bahn eines  $8\frac{1}{2}$  stündigen Segelfluges, der im Mai 1924 bei Rossitten ausgeführt wurde. In den letzten Jahren sind gelegentlich auch weite

gerade Strecken im Segelflug überwunden worden, was bei entsprechenden Aufwindverhältnissen natürlich immer möglich ist. Darüber sprechen wir noch im Abschn. 14.

Außer dem Aufwind, der an Berghängen, wie in dem bekannten Rhöngelände, oder an Steildünen längs der Meeresküste, wie bei Rossitten, auftritt, kommen für statischen Segelflug noch Luftströmungen in Betracht, die durch Wärmeunterschiede verschiedener Luftschichten entstehen. Man hat namentlich in den Tropen Vögel beobachtet, die den Namen von „Sonneseglern“ verdienen. Sie beginnen kurz nach Sonnenaufgang über bestimmten Teilen des Landes ruhige Kreise zu ziehen, ohne einen Flügelschlag zu tun, und setzen diesen Flug stundenlang fort. Es ist anzunehmen, daß die Erde, die die erwärmende Wirkung der Sonnenstrahlen rascher aufnimmt als die Luft, später die unteren Luftschichten erwärmt und so zum Aufsteigen bringt.

Natürlich muß an anderen Stellen gleichzeitig ein Sinken der Luft stattfinden und die „Kamine“ mit aufsteigender Strömung sind oft eng begrenzt.

Theoretische Überlegungen zeigen, daß der in diesen Kaminen herrschende Aufwind, der sogenannte „thermische Aufwind“, oberhalb des Minimums an erforderlichem Auftrieb liegt, also größer als 1,5 bis 2 m/sek, in genügender Höhe sogar weit größer werden kann. An verschiedenen Orten vorgenommene Messungen ergaben, daß in der Tat Aufwindgeschwindigkeiten,

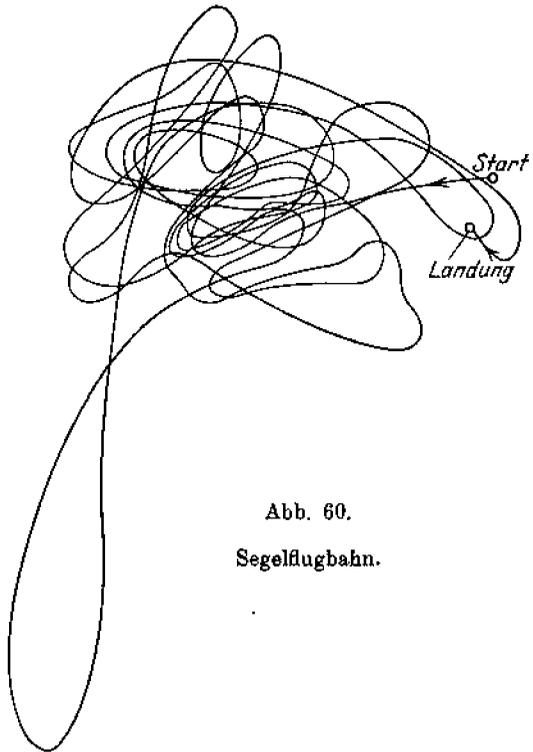


Abb. 60.  
Segelflughahn.

die auf Temperaturunterschiede zurückzuführen sind, in dieser Größe erreicht werden. Insbesondere hat man in Kumuluswolken thermische Aufwinde von starker Intensität gemessen. Diese Tatsache haben sich die Segelflieger in den letzten Jahren (während der Rhön-Segelwettbewerbe) in der Weise zunutze gemacht, daß sie zunächst durch den Hangwind Anschluß an geeignete Wolken anstrebten und dann in deren thermischem Aufwind Höhe zu gewinnen suchten, um den Flug zur nächsten Wolke fortsetzen zu können. Offenbar sind die in letzter Zeit erfolgten Streckenflüge der Kombination des Hang- und Wolkensegelns zu verdanken gewesen. Wenn auch — ein Vorteil, der von den Anhängern des Segelflugsportes geltend gemacht wird — der thermische Aufwind nicht lokal beschränkt ist wie der Hangwind und dadurch bessere Flugmöglichkeiten bietet, so darf man seine Bedeutung für den Segelflug doch nicht überschätzen.

Neben diesen beiden Arten von Aufwind gibt es noch eine dritte, früher wenig beachtete, auf die man durch die Austragung von Küstensegelwettbewerben aufmerksam wurde. Es handelt sich hierbei um einen Reibungsaufwind, der dadurch entsteht, daß ein vom Meere herkommender Wind durch die stärkere Bodenreibung beim Übergang vom Meer zur Küste gebremst wird. Daß durch die Bremswirkung eine nach oben gerichtete Strömung entsteht, macht man sich am besten folgendermaßen klar. Denken wir an die in Abb. 7 gezeichnete Stromröhre mit den Querschnitten  $f_1$  und  $f_2$  und den zugehörigen Stromgeschwindigkeiten  $v_1$  und  $v_2$ . Die durch die beiden Querschnitte hindurchtretenden Mengen Luft sind dann  $\rho v_1 f_1$  bzw.  $\rho v_2 f_2$ . Da aber durch jeden Querschnitt in der Zeiteinheit die gleiche Menge Luft fließt, muß  $v_1 : v_2 = f_2 : f_1$  sein, d. h. der Querschnitt der Stromröhre muß mit abnehmender Geschwindigkeit größer werden. Das bedeutet in Anwendung auf unseren Fall der durch Reibung gebremsten Luft, daß bei der Erweiterung der Stromröhre die einzelnen Stromlinien nach außen divergieren, also nicht mehr parallel zur Küste, sondern geneigt verlaufen. Die Vertikalkomponente dieser nach oben weisenden Strömung ist der Reibungsaufwind. Theoretische Überlegungen, die durch Messungen bestätigt sind, zeigen, daß der Reibungsaufwind stark genug sein kann, einen Segelflug zu ermöglichen. Vermutlich sind die im Rossittener Gebiet erzielten Flugresultate nicht nur

dem Hangwind, sondern auch dem Mitwirken des Reibungsaufwindes zuzuschreiben.

Sehr viel zweifelhafter und vielfach ungeklärt ist die Frage des sog. „dynamischen“ Segelns. Die mechanische Theorie ist freilich sehr einfach. Man kann zeigen, daß es möglich ist, sich ohne Höhenverlust schwebend zu erhalten, wenn ein in ganz bestimmter Weise periodisch veränderlicher Wind weht, der im Mittel, d. h. im zeitlichen Durchschnitt über eine volle Periode genommen, keine Aufwärtskomponente besitzt. Da es für die erzeugten Luftkräfte nur auf die Relativbewegung von Luft und Körper ankommt, können wir die gleichen Kräfte auch dadurch hervorrufen, daß wir in ruhender Luft das Flugzeug periodisch auf und ab bewegen. Dies ist aber im Grunde nichts anderes als der Schwingenflug der Vögel, die sich durch Auf- und Abschlagen ihrer Flügel durch die Luft bewegen. In dem einen Fall wird die Energie für die Flugbewegung dem Vogelkörper entnommen, im andern Fall dem periodisch veränderlichen Wind. Kräftemäßig sind beide Vorgänge die gleichen. Es ist also ein Wagrechtfliegen mit konstanter Geschwindigkeit ohne motorischen Antrieb möglich, auch wenn kein dauernder Aufwind vorhanden ist, sondern nur eine genügend rasch periodisch wechselnde Auf- und Abwärtsbewegung der Luft. Eine andere Möglichkeit des Segelfluges ohne Aufwind ergibt sich durch die Ausnutzung der Geschwindigkeitsunterschiede des Windes in verschiedenen Höhenschichten. Hierüber hat L. Prandtl interessante Beobachtungen veröffentlicht<sup>1)</sup>.

Ob der Theorie des dynamischen Segelns irgendeine praktische Bedeutung zukommt, hängt davon ab, ob es überhaupt Luftbewegungen der hier vorausgesetzten Art von hinreichender Beständigkeit und in nennenswertem Umfang gibt. Man hat allen Grund zu der Annahme, daß alle bisherigen Erfolge im Segelfluge, zumindest in der Hauptsache, Ausnutzung von Aufwindströmungen sind.

#### 14. Einige Segelflugzeuge und ihre Leistungen.

Die Versuche, ohne Motorkraft zu fliegen, sind so alt wie das gesamte Flugwesen. Otto Lilienthal suchte in den 90er Jahren des vorigen Jahrhunderts Fertigkeit im Segelflug zu

<sup>1)</sup> Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch., 1930, S. 116.

erlangen als Vorübung für motorisches Fliegen, und ähnlich war auch der Entwicklungsgang, den die meisten anderen erfolgreichen Pioniere der ersten Zeit der Flugtechnik eingeschlagen haben. Daß es damals zu nennenswerten Segelflugeleistungen nicht kommen konnte, liegt größtenteils daran, daß man die reiche Konstruktionserfahrung nicht besaß, die wir den Fortschritten des Motorflugs verdanken und die uns heute in stand setzt, überaus leichte, bei geringem Rücktrieb sehr tragfähige Flügel und leichte Flugkörper von sehr kleinem Widerstand zu bauen. Andererseits liegt vielleicht der größte praktische Nutzen des heute viel gepflegten Segelfluges darin, daß er uns lehrt, die Erfahrungen des „Leichtbaus“ aufs vollkommenste zu verwerten, zu ergänzen und auszugestalten.

Die ersten Aufsehen erregenden Segelflugeleistungen wurden beim Rhön-Wettbewerb 1921 erzielt, nachdem im Jahre 1920 Klemperer bereits eine 1830 m lange Strecke durchflogen und damit die Möglichkeit des Streckensegelfluges praktisch erwiesen hatte. Die Wettbewerbe in den Jahren 1922 und 1923 stellten dann noch bedeutende Steigerungen dar. Außer im Rhöngebiet wurden in Deutschland auch im Bereich der Steildünen an der Ostseeküste, namentlich bei Rossitten, erfolgreiche Segelflüge ausgeführt. Anfangs 1923 brachten französische Flieger vorübergehend den Weltrekord für Dauerflug auf ihre Seite. Am 2. Oktober 1925 anlässlich des russischen Segelflugwettbewerbes in der Krim erzielte Ferdinand Schulz auf dem in Abb. 61 dargestellten Segelflugzeug einen Dauerweltrekord von 12 Stunden 6 Minuten, am 1. Oktober Hesselbach den Dauerrekord mit Fluggast von 5 Stunden 52 Minuten, am 9. Oktober Nehring auf einem Flugzeug der Darmstädter akademischen Fliegergruppe den Entfernungsrekord von 24,4 km bei 435 m Überhöhung des Startplatzes.

Nach Überwindung der für den Segelflugsport ungünstigen Jahre 1924 bis einschließlich 1927 gab die in acht Jahren gesammelte Erfahrung erneut Anlaß zu Leistungen, gegenüber denen die früheren erheblich zurückblieben. Sie wurden einerseits dadurch erzielt, daß man gelernt hatte, rein konstruktiv alle Möglichkeiten auszuschöpfen und immer tragfähigere und aerodynamisch günstigere Modelle zu konstruieren, andererseits dadurch, daß man genügend Flugerfahrung erworben und außer-

dem verschiedene bisher gar nicht oder wenig beachtete Aufwindmöglichkeiten (s. Abschn. 13) erschlossen hatte. Die ersten großen, von Kronfeld auf dem Segelflugzeug „Wien“ ausgeführten Streckenflüge des Jahres 1929, die mit einer Flugstrecke von 150 km die ersten wirklichen Überlandflüge waren, wurden ermöglicht durch Ausnutzung verschiedener und verschieden gearterter Aufwindgebiete. Die Methode Kronfelds, im thermischen Wolkenaufwind erst Höhe zu gewinnen, um dann in langgestrecktem Gleitflug ein Gebirge anzufiegen, in dessen Hangwinden abermals zu steigen usf. hat in den darauffolgenden Jahren viel Schule gemacht. Die Leistungen Kronfelds vom Jahre 1929 wurden in den Jahren 1930 und 1931 durch ihn selbst, durch Wolfgang Hirth und vor allem durch Groenhoff überboten, der unter anderem auch den Schleppstart versuchte, um Höhe zu gewinnen — besonders über ebenem Gelände. Der Streckenrekord beträgt zur Zeit 504 km (D. Leuna), die Rekordhöhe über dem Ausgangspunkt 4325m (D. Condor), der Dauerrekord mit Rückkehr zum Ausgangspunkt beträgt 36 Std. 35 Min. (Grunau Baby). Stand vom April 1936.

In der folgenden Zahlentafel 6 geben wir eine Übersicht über die wesentlichen Abmessungen der wichtigsten an den Rhön-Segelflugwettbewerben der letzten Jahre beteiligt gewesenen Flugzeuge. In der ersten Spalte ist der Name des Flugzeuges und der Hersteller oder Eigentümer genannt; eine beigefügte (2) bedeutet „Zweisitzer“. Die zweite Spalte gibt die Tragflächengröße  $F$  in  $m^2$ , die dritte die mittlere Spannweite  $b$ . Aus diesen beiden Größen ist das Seitenverhältnis  $b^2/F$  berechnet, das an vierter Stelle angegeben ist. Hierauf folgt die Angabe des Leergewichts und der mittleren Flächenbelastung. Bei den Flugzeugen, bei denen das Fluggewicht nicht bekannt war, wurde die mittlere Flächenbelastung durch Addition von 65 kg zum Leergewicht und Division mit  $F$  ermittelt.

An diesen Zahlen ist vor allen Dingen zweierlei bemerkenswert: das Seitenverhältnis der Flügel ist im Durchschnitt erheblich größer als bei Motorflugzeugen (bei denen es etwa 6 bis 8 beträgt) und die Flächenbelastung ist viel geringer, etwa nur ein Drittel bis ein Viertel der heute im Motorflugzeugbau üblichen. Die beiden Umstände hängen miteinander zusammen. Denn nur bei geringer Belastung der Flügel kann man die Spannweite so

## Zahlentafel 6.

Hauptabmessungen einiger Segelflugzeuge aus den  
Rhönwettbewerben der letzten Jahre.

Name des Segelflugzeuges, Hersteller oder Eigentümer	Trag- fläche m <sup>2</sup>	Spann- weite m	$\frac{b^2}{F}$	Leer- gewicht kg	Flächen- belastung kg/m <sup>2</sup>
1. Austria (Kupper) . . . .	34,97	30,0	25,7	392,4	13,5
2. Fafnir (Lippisch) . . . .	20,0	20,0	20,0	—	—
3. Kakadu (Akad. Flieger- gruppe München) . . . .	17,6	19,2	20,9	168,6	13,5
4. Wien (Lippisch) . . . .	18,0	19,1	20,2	158,1	12,6
5. Elida (Niederhess. Verein für Luftfahrt) . . . . .	20,0	18,7	17,5	186,2	12,8
6. Mecklenburg III (2) (Aero-Klub, Rostock) . .	26,5	18,0	12,2	153,0	11,3
7. Kassel (wie 5.) . . . . .	20,5	17,5	14,9	140,0	10,2
8. Rhönadler (2) (Schleicher- Poppenhausen) . . . . .	27,0	17,5	11,6	207,0	12,8
9. Professor (Kegel-Kassel)	18,6	16,09	13,9	155,0	11,8
10. Westpreußen (Kegel- Kassel) . . . . .	17,8	16,0	14,4	155,0	12,4
11. Lore (Württ. Luftf.-Verb.)	16,6	16,0	15,4	161,8	14,0
12. Schloß Mainberg (Kegel- Kassel) . . . . .	17,0	16,0	15,0	142,8	12,5
13. Herkules (2) (wie 5.) . .	27,0	15,5	8,9	193,5	12,4
14. Luftikus (Berliner Segel- flugverein) . . . . .	15,4	15,0	14,6	143,0	13,9
15. Aachen (Luftfahrtverein Aachen) . . . . .	16,8	14,5	12,5	120,4	11,3
16. Stadt Stuttgart (Akad. Fliegergruppe Stuttgart) .	16,0	14,5	13,1	140,6	13,2
17. Karlsruhe (wie 15.) . .	17,0	14,5	12,4	120,0	10,9
18. Vampyr (Madelung) . .	16,0	12,6	9,9	—	—

sehr ausdehnen, ohne zu große Beanspruchungen und damit unverhältnismäßig schwere Tragkonstruktionen zu bekommen. Andererseits wissen wir aus Kap. II, daß die aerodynamischen Verhältnisse schmaler Flügel, d. h. großer Spannweite bei geringer Tiefe, günstiger sind. In Abschnitt 8 ist gezeigt worden, daß das Verhältnis zwischen induziertem Widerstand (dem Hauptteil des Tragflächenwiderstandes) und dem Quadrat des Auftriebs geradezu dem Seitenverhältnis  $b^2/F$  proportional ist. Während wir bei einem Seitenverhältnis 6 hatten:  $c_{w_i} = 0,0531 c_a^2$ , folgt nach der dort angegebenen allgemeinen Gleichung

$$c_{w_i} = 0,0318 c_a^2 \quad \text{für} \quad \frac{b^2}{F} = 10.$$

Bei einer Auftriebszahl  $c_a = 0,5$  hat man also im ersten Fall die theoretische Gleitzahl  $c_{wi} : c_a = 0,0265$ , im zweiten  $c_{wi} : c_a = 0,0159$ , wobei allerdings nur die induzierten Widerstände berücksichtigt sind. Dazu kommen noch der Profilwiderstand des Flügels und, wenn wir die Gleitzahl des ganzen Segelflugzeuges bestimmen wollen, die schädlichen Widerstände des Rumpfes usw. Gute

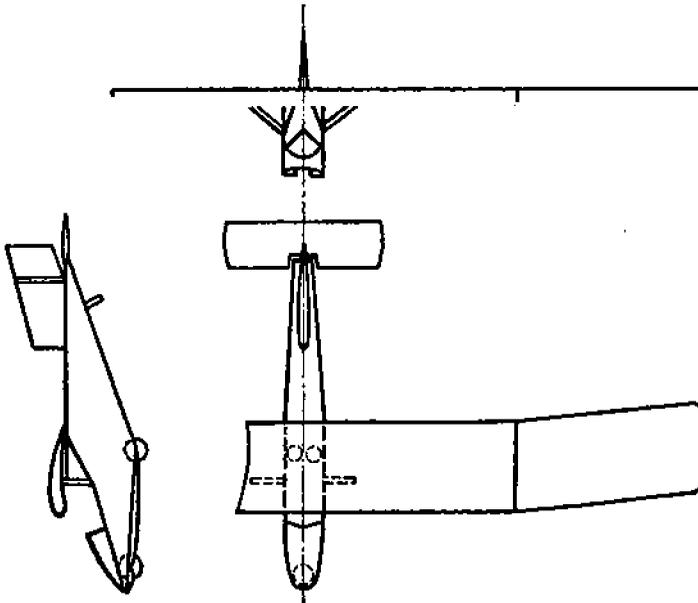


Abb. 61. Segelflugzeug „Vampyr“ 1921.

Ausführungen haben Kleinstwerte der Gesamtgleitzahl bis hinunter zu  $1:22 = 0,0455$  und darunter ergeben, bei Auftriebswerten von  $c_a = 0,5$  bis  $0,7$ .

In den Abb. 61 bis 63 sind drei Typen erfolgreicher Segelflugzeuge aus den Jahren 1921, 1924 und 1929 dargestellt. Abb. 61 zeigt das Segelflugzeug „Vampyr“, das in der Hannoverischen Waggonfabrik nach einem Entwurf von G. Madelung 1921 und 1922 erbaut wurde, und durch seine Konstruktion den Weg bestimmte, der beim Bau der Segelflugzeuge bis heute maßgebend war. Es ist ein freitragender sog. Hochdecker (das Tragdeck über dem Kopf des Führers) von  $12,6$  m Spannweite und  $16$  m<sup>2</sup> Tragfläche. Der Flügel, der ein dickes Profil

von sehr guten aerodynamischen Eigenschaften hat, besitzt nur einen durchgehenden Holm. Der Vampyr ist hauptsächlich

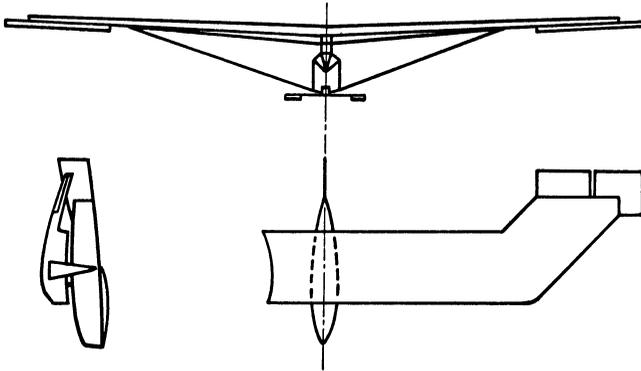


Abb. 62. Segelflugzeug „Charlotte“ 1924.

durch die Stundenflüge bekannt geworden, die Martens und Hentzen im Rhön-Wettbewerb 1922 darauf ausgeführt haben.

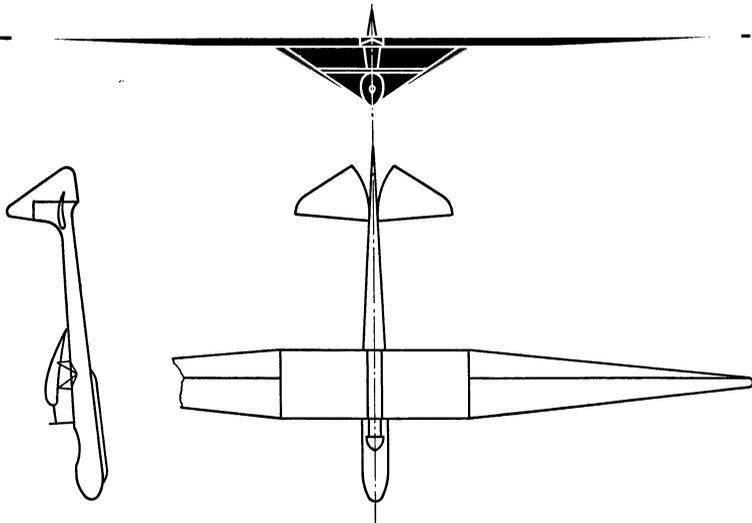


Abb. 63. Segelflugzeug „Wien“.

In Abb. 62 sehen wir das Flugzeug „Charlotte“, das von Studierenden der Technischen Hochschule Charlottenburg 1924 erbaut worden ist. Hier ist der Flügel nicht freitragend, son-

dern mit dem Rumpf verstrebt. Eine besondere Eigentümlichkeit ist die stark nach hinten gezogene Tragfläche. Wie in Abschn. 32 noch näher ausgeführt wird, hat dies eine Verbesserung der Längsstabilität zur Folge.

Abb. 63 endlich zeigt das Segelflugzeug „Wien“, einen neueren Hochdecker mit sehr großer Spannweite und günstiger Gleitzahl, bei dessen Bau bereits reiche Konstruktionserfahrungen verwertet wurden. Der Flügel ist mit dem Rumpf verstrebt<sup>1)</sup>.

## IV. Die Luftschaube.

### 15. Die Wirkungsweise der Luftschaube, Zugkraft und Drehmoment.

Der Propeller oder die Luftschaube eines Flugzeuges dient dazu, die Drehbewegung des Motors in eine Fortbewegung des Flugzeuges, das vom Motor ausgeübte Drehmoment in eine Zugkraft zu verwandeln. Wie eine Luftschaube im großen Ganzen aussieht, setzen wir als bekannt voraus. (Vgl. Abb. 64).

Denken wir uns in der Draufsicht eines Propellerblattes, Abb. 64, in der die Propellerachse als ein Punkt  $O$  erscheint, zwei nahe benachbarte Kreisbögen mit dem Mittelpunkt  $O$  gezeichnet, so grenzen sie einen schmalen Streifen des Blattes ab, der in der Abb. 64 schraffiert ist. Wenn wir jetzt längs der beiden Kreisbögen je einen Schnitt parallel der Achse (also so, daß die Schneidkante senkrecht zur Bildfläche steht), ausführen, so schneiden wir damit ein schmales Stück aus dem Propeller heraus, das wir als Propellerelement bezeichnen wollen. Wie dieses Stück in den Schnittflächen, in radialer Richtung betrachtet, aussieht, zeigt der über der Draufsicht des ganzen Blattes in Abb. 64 angedeutete Querschnitt. In größerem

---

<sup>1)</sup> Die Literatur über Segelflugzeuge ist sehr umfangreich, aber nicht ebenso inhaltsreich. Am besten unterrichtet man sich in der Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch., Jahrg. 1921 ff. Eine Zusammenstellung von praktischen Daten und Zeichnungen bietet A. Gymnich, Der Gleit- und Segelflugzeugbau, Berlin: R. C. Schmidt 1925. W. v. Langsdorff, Das Segelflugzeug, 2. Aufl., München: J. F. Lehmann 1931, enthält namentlich eine Reihe von wertvollen Baumustern,

Maßstabe ist ein Propellerquerschnitt in Abb. 65 wiedergegeben; hier bezeichnet  $V$  die Richtung der Luftschraubenachse, in der das Flugzeug fortschreitet,  $H$  die Richtung, in der sich das Propellerelement bei Rotation des Propellers am Stand bewegt. Unverkennbar ist die Ähnlichkeit dieses Bildes etwa mit Abb. 20, die den Querschnitt durch eine Tragfläche darstellt. Die gesamte Wirksamkeit einer Luftschraube, die wir uns stets aus lauter Elementen der eben beschriebenen Art zusammengesetzt

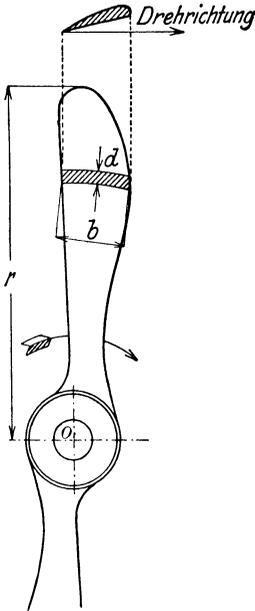


Abb. 64. Ansicht u. Querschnitt einer Luftschraube.

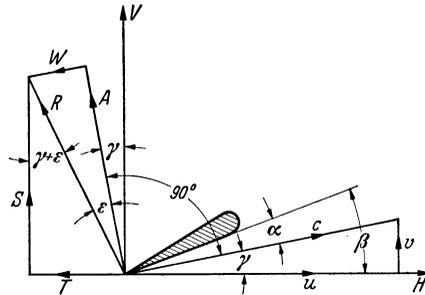


Abb. 65. Kräfte und Geschwindigkeiten am Propellerelement.

denken können, werden wir aus dieser Analogie mit der Tragfläche erklären können.

In Abb. 65 ist  $u$  die Umfangsgeschwindigkeit, mit welcher sich das Propellerelement in der Drehebene bewegt,  $v$  ist die Fluggeschwindigkeit, die wir in Richtung der Schraubenachse annehmen wollen,  $c$  ist die aus beiden resultierende Geschwindigkeit des Propellerelementes. Dieses wird also mit der Geschwindigkeit  $c = \sqrt{v^2 + u^2}$  unter dem Anstellwinkel  $\alpha$  angeströmt. Die Luftkraftresultierende  $R$  besteht genau wie bei der Tragfläche aus einem Anteil  $A$ , dem Auftrieb, senkrecht zur Anströmgeschwindigkeit, und einem Anteil  $W$ , dem Widerstand in Richtung der Anströmgeschwindigkeit.  $\epsilon = W/A$  ist die Gleitzahl des Propellerelementes, die wir wieder angenähert gleich dem Gleitwinkel setzen können, da es sich um eine kleine Größe

handelt (siehe S. 90). Die Luftkraftresultierende  $R$  ist also um den Winkel  $\varepsilon$  nach rückwärts gegenüber dem Auftrieb geneigt. Wir zerlegen die Luftkraftresultierende  $R$  in eine Kraft in Flugrichtung,  $S$  (Propellerschub) und in eine Kraft in der Umfangsrichtung,  $T$  (Tangentialkraft). Der Winkel, den die Geschwindigkeit  $c$  des Propellerelementes mit der Umfangsrichtung einschließt, ist mit  $\gamma$  bezeichnet. Man liest aus Abb. 65 leicht ab, daß Schub  $S$  und Luftkraftresultierende  $R$  den Winkel  $\gamma + \varepsilon$  miteinander bilden. Wir erhalten also für den Schub und für die Tangentialkraft die Gleichungen

$$S = R \cos(\gamma + \varepsilon),$$

$$T = R \sin(\gamma + \varepsilon).$$

Die Tangentialkraft  $T$  ist entgegen der Umfangsgeschwindigkeit des Propellerelementes gerichtet, sie stellt also den Widerstand dar, den das Propellerelement seiner Drehbewegung um die Propellerachse entgegensetzt. Am gegenüberliegenden Blatt der Luftschaube tritt an dem im gleichen Abstand von der Propellerachse befindlichen entsprechenden Propellerelement die gleiche Widerstandskraft in entgegengesetzter Richtung auf, da die Umfangsgeschwindigkeit entgegengesetzt gerichtet ist (siehe Abb. 66). Die beiden gleichen aber entgegengesetzten Widerstandskräfte bilden ein Kräftepaar, dessen Drehmoment  $2r$  mal der Kraftgröße ist.

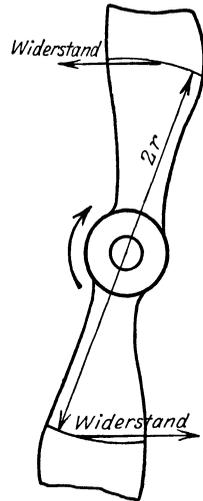


Abb. 66. Die gegenüberliegenden Propellerelemente.

Das ganze Propellerblatt kann man sich in schmale Elemente der in Abb. 64 gekennzeichneten Art zerlegt denken. Auf jedes Element wirken Luftkräfte in der eben besprochenen Weise, wobei natürlich nicht behauptet werden soll, daß die Größe der an einem Element angreifenden Kraft von dem Vorhandensein der Nachbarelemente ganz unabhängig ist. Jedenfalls entsteht durch das Zusammenwirken aller Propellerelemente eine resultierende Schubkraft der Luftschaube in der Richtung der Propellerachse, während die in Abb. 66 gezeichneten Kräftepaare der Propellerelemente insgesamt ein resultierendes Drehmoment

um die Propellerachse ergeben, das entgegengesetzt dem Drehsinn gerichtet ist und dem durch das vom Motor eingeleitete Drehmoment das Gleichgewicht gehalten wird.

Wir können leicht den Wirkungsgrad eines Propellerelementes aufstellen. Die Leistung, die erforderlich ist, um die Drehbewegung des Propellerelementes aufrechtzuerhalten, ist gleich der Tangentialkraft mal der Umfangsgeschwindigkeit:

$$N_{erf} = T \cdot u.$$

Diese Leistung wird vom Motor aufgebracht. Die zum Vortrieb des Flugzeuges nutzbar gemachte Leistung des Propellerelementes ist gleich der Schubkraft mal der Fluggeschwindigkeit

$$N_{nutz} = S \cdot v.$$

Der Idealfall wäre der, daß die gesamte vom Motor aufgebrachte Leistung gleich der zum Vortrieb nutzbar gemachten Leistung ist. In Wirklichkeit ist das Verhältnis  $L_{nutz}/L_{erf}$  immer kleiner als 1, wie wir gleich sehen werden. Wir bezeichnen dieses Verhältnis als den Wirkungsgrad  $\eta$  des Propellerelementes. Es gilt also

$$\eta = \frac{N_{nutz}}{N_{erf}} = \frac{S \cdot v}{T \cdot u},$$

oder unter Verwendung der obigen Werte für den Schub und die Tangentialkraft

$$\eta = \frac{v \cos(\gamma + \varepsilon)}{u \sin(\gamma + \varepsilon)}.$$

Der Quotient  $\frac{v}{u}$  ist gleich  $\operatorname{tg} \gamma$ . Man sieht also, daß für den Gleitwinkel  $\varepsilon = 0$  der Wirkungsgrad  $\eta = 1$  wird (es ist nämlich  $\sin \gamma / \cos \gamma = \operatorname{tg} \gamma$ ). Der Ausdruck  $\eta = \operatorname{tg} \gamma \frac{\cos(\gamma + \varepsilon)}{\sin(\gamma + \varepsilon)}$  ist für  $\gamma = 20^\circ$  oder  $v/u = 0,364$  ausgewertet und in Abb. 67 über  $\varepsilon$  aufgetragen worden. Man erkennt, wie mit wachsendem Gleitwinkel  $\varepsilon$  der Wirkungsgrad des Propellerelementes immer schlechter wird.

Der Wirkungsgrad des gesamten Propellers ist bestimmt durch die Wirkungsgrade seiner Elemente. Man wird also den Propeller so konstruieren, daß der Gleitwinkel für jedes Element möglichst gering ausfällt. Wir wissen aus Abschn. 6, daß der

Gleitwinkel  $\varepsilon$  eines Profiles eindeutig vom Anströmwinkel  $\alpha$  abhängt und daß für einen bestimmten Anstellwinkel die Gleitzahl zu einem Minimum wird (siehe z. B. Abb. 24). Der Propeller arbeitet dann mit dem bestmöglichen Wirkungsgrad, wenn alle Propellerelemente unter dem Anstellwinkel angeströmt werden, bei welchem die Gleitzahl des verwendeten Profiles ein Minimum ist. Aus dieser Bedingung können wir nun leicht schließen, wie ein Propeller geformt sein muß, um einen günstigen Wirkungsgrad zu haben. Wir betrachten wieder Abb. 65. Der Winkel, den die Profildsehne mit der Umfangsrichtung  $H$  bildet, heißt der Steigungswinkel des Propellerelementes, er ist hier mit  $\beta$  bezeichnet. Es ist

$$\beta = \gamma + \alpha.$$

Der Anstellwinkel  $\alpha$  soll für alle Propellerelemente ungefähr den gleichen Wert haben; wenn wir die Kurve in Abb. 24 als maßgebend für die

Propellerelemente

ansetzen, wäre also  $\alpha = 4^\circ$  zu setzen.  $\gamma$  ist der Winkel zwischen den Geschwindigkeiten  $c$  und  $u$ . Die Umfangsgeschwindigkeit  $u$  nimmt proportional dem Radius nach außen hin zu. Die Geschwindigkeit  $v$  ist konstant über die Blattlänge, also nimmt das Verhältnis  $v/u$  und damit auch  $\gamma$  nach außen ab.  $\gamma$  ist für die innen liegenden Elemente etwas kleiner als  $90^\circ$ , an dem Blattende ist  $\text{tg } \gamma = \frac{v}{U}$ , wo  $U$  die Umfangsgeschwindigkeit an der

Stelle des größten Propellerdurchmessers ist.  $v/U$  liegt, wie wir sehen werden, im Horizontalflug etwa zwischen 0,15 und 0,3,  $\gamma$  an den Blattspitzen, also zwischen  $8^\circ$  und  $16^\circ$ . Der Steigungswinkel  $\beta$  der Propellerelemente ist daher ebenfalls für die nahe der Achse gelegenen Elemente nahezu  $90^\circ$ , an der Blattspitze zu  $12^\circ$  bis  $20^\circ$  anzunehmen. Ein so gestalteter Propeller hat nur

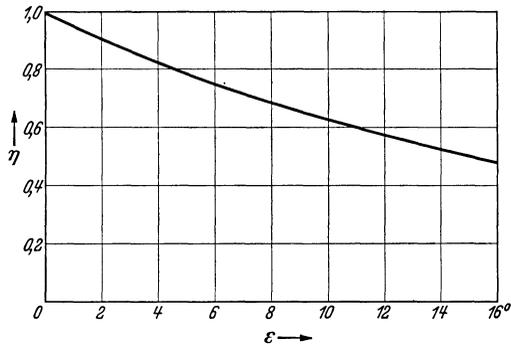


Abb. 67. Abhängigkeit des Wirkungsgrades  $\eta$  eines Luftschraubenelementes vom Gleitwinkel  $\varepsilon$  für  $\gamma = 20^\circ$ .

dann den erwünschten guten Wirkungsgrad, wenn das Verhältnis der Fluggeschwindigkeit  $v$  zur Umfangsgeschwindigkeit  $U$  der Blattspitzen auch tatsächlich den Wert hat, für den der Propeller konstruiert wurde. Bei allen anderen Verhältnissen  $v/U$  ist der Wirkungsgrad kleiner, da dann der Anstellwinkel der Propellerelemente nicht mit demjenigen übereinstimmt, der die beste Gleitzahl  $\epsilon$  des Profils liefert. In welcher Weise der Wirkungsgrad des Propellers von der Größe  $v/U$  abhängt, werden wir im nächsten Abschnitt untersuchen.

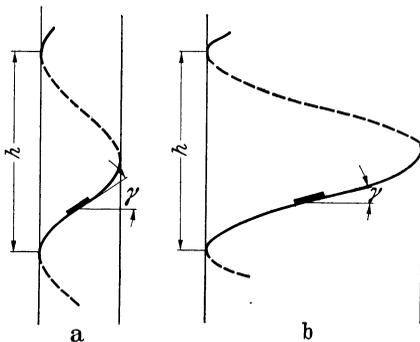


Abb. 68. Schraubenlinien.

Wir zeigten oben, daß der Steigungswinkel der Propellerelemente nach außen abnehmen muß, um einen günstigen Wirkungsgrad zu erzielen. Eine gute Vorstellung von der Form des Propellerblattes bekommt man auch durch folgende Überlegung: Jedes Propellerelement beschreibt im Fluge eine Schraubenlinie, da sich

seine Bewegung aus einer Drehbewegung um die Propellerachse und einer Vorwärtsbewegung zusammensetzt. Unter der Steigung einer Schraubenlinie versteht man die Strecke, die ein längs der Schraubenlinie wandernder Punkt bei einer vollen Umdrehung um die Schraubenachse zurücklegt. In Abb. 68 ist ein Kreiszyylinder mit einer auf der Zylinderoberfläche befindlichen Schraubenlinie in der Ansicht gezeichnet und die Steigung  $h$  eingetragen. Die Schraubenlinien, welche die verschiedenen Propellerelemente beschreiben, haben alle die gleiche Steigung, da nach einer Umdrehung des Propellers das Flugzeug sich um eine bestimmte Strecke vorwärts bewegt hat. Nur die Durchmesser der Kreiszyylinder, auf deren Oberfläche die Schraubenlinien verlaufen, sind für die verschiedenen Propellerelemente verschieden. Dies bedingt, daß die Steigungswinkel der Schraubenlinien, das sind die Winkel zwischen den Tangenten an die Schraubenlinie und den Ebenen senkrecht zur Schraubenachse, für die verschiedenen Schraubenlinien ebenfalls ver-

schieden sind. In Abb. 68 sind zwei Schraubenlinien gleicher Steigung  $h$  aber mit verschiedenen Durchmessern der Kreiszylinder und entsprechend verschiedenen Steigungswinkeln  $\gamma$  gezeichnet. Die Gesamtheit der Schraubenlinien, welche die Propellerelemente im Raum beschreiben, bilden eine Schraubenfläche von der Steigung  $h$ . Wenn wir einmal den im Verhältnis zum Steigungswinkel  $\gamma$  kleinen Anstellwinkel  $\alpha$  in Abb. 68 zu Null annehmen, so fällt die Profilschne mit der Richtung der Schraubenlinie (Richtung von  $c$  in Abb. 65) zusammen. Dann ist jedes Propellerelement ein kleines Stück der Schraubenlinie, die bei seiner Bewegung im Raum beschrieben wird. In Abb. 68 ist z. B. das Propellerelement durch einen fetten Strich angedeutet. Wir können also sagen: das Propellerblatt ist nahezu ein schmales Stück einer Schraubenfläche von einer bestimmten Steigung  $h$ . Es sei  $D$  der Propellerdurchmesser, dann ist  $\pi D$  der Umfang des Spitzenkreises. Die Steigung der von den Propellerelementen beschriebenen Schraubenflächen ist dann

$$h = \pi D \frac{v}{U}.$$

Die Steigungswinkel der Propellerelemente müssen alle um den Anstellwinkel der besten Gleitzahl des Profiles größer sein als die Steigungswinkel dieser Schraubenfläche. Die Propellerelemente bilden dann nicht mehr genau ein Stück einer Schraubenfläche. Oft führt man jedoch die Blätter genau als Stück einer Schraubenfläche aus, der man eine etwas größere Steigung gibt als die Steigung der beim Flug beschriebenen Schraubenfläche. Der Anstellwinkel ist dann nicht mehr für alle Elemente konstant, sondern innen größer als außen. Die Steigung wird so gewählt, daß im Bereich des größten Leistungsumsatzes, das ist bei etwa 0,7 des Radius, der Anstellwinkel für die beste Gleitzahl des Profiles vorhanden ist.

Im übrigen sei nochmals darauf hingewiesen, daß das Bild, welches wir uns von der Wirkungsweise des Propellers gemacht haben, nur ein recht rohes ist. Die gegenseitige Beeinflussung der Elemente, die Umströmung der Propellerspitzen und der damit verbundene Luftkraftabfall nach den Blattenden zu und verschiedene andere hier nicht erwogene Umstände müssen in einer genaueren Propellertheorie berück-

sichtigt werden<sup>1)</sup>. Immerhin werden wir im folgenden Abschnitt sehen, daß man mit den einfachen hier entwickelten Vorstellungen den grundsätzlichen Verlauf der Propellerkennlinien rein rechnerisch in guter Übereinstimmung mit Versuchen bestimmen kann.

## 16. Entwurfsunterlagen für Luftschrauben.

Wir bemerkten schon, daß der Hauptumsatz an Leistung in etwa 0,7 des Propellerradius stattfindet. Man wird daher den Wirkungsgrad des in 0,7 Radius gelegenen Propellerelementes angenähert auch als maßgebend für den ganzen Propeller ansehen können. Wir wollen jetzt für dieses Propellerelement den Wirkungsgrad ermitteln, in Abhängigkeit von dem Verhältnis Fluggeschwindigkeit  $v$  zur Umfangsgeschwindigkeit  $U$  der Blattenden. Man nennt dieses Verhältnis den Fortschrittsgrad der Propellerspitzen oder auch nur einfach den Fortschrittsgrad des Propellers. Der Bewegung am Stand entspricht der Fortschrittsgrad null. Wir wollen die auf S. 110 aufgestellte Formel für den Wirkungsgrad des Propellerelementes

$$\eta = \frac{v \cos(\gamma + \varepsilon)}{u \sin(\gamma + \varepsilon)}$$

für  $\varepsilon = 4^\circ$  und  $\varepsilon = 5^\circ$  auswerten. Das sind etwa die besten Gleitwinkel, die für Metall- bzw. für Holzluftschrauben zu erreichen sind. Die kleinsten Gleitwinkel für Metallpropeller sind deshalb günstiger als bei Holzluftschrauben, weil man in Metall dünnere Profile verwenden kann, die geringere Widerstandsbeiwerte haben (siehe S. 58). Durch Vergleich mit Abb. 24, wo als kleinster Gleitwinkel für das Tragflächenprofil der Abb. 19  $0,06 \times 57,3 = 3,4^\circ$  angegeben ist, sieht man, daß die Propellerprofile insgesamt etwas ungünstiger sind. Der Grund hierfür ist einmal in der größeren relativen Profildicke zu suchen, die aus Festigkeitsgründen notwendig ist. Das Propellerblatt ist außer den Luftkräften noch den recht erheblichen Zentrifugalkräften aus-

---

<sup>1)</sup> Eine gute Übersicht über die verschiedenen „Propellertheorien“ enthält das Buch: The elements of aerofoil and airscrew theory von H. Glauert, Cambridge: University Press 1926. Deutsch von H. Holl, Berlin, Springer 1929. Im übrigen vgl. die gebräuchlichen Lehr- und Handbücher der Flugtechnik.

gesetzt. Andererseits enthält die Wirkungsgradkurve, die wir mit  $\varepsilon = 4^\circ$  bzw.  $5^\circ$  erhalten, auch all die Verluste, die sich aus der hier nicht vorgenommenen genaueren Betrachtung der Strömungsvorgänge am Propeller ergeben.

Beispielsweise ist für  $\gamma = 5,73^\circ$

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{v}{u} = 0,10, \quad \gamma + 4 = 9,73^\circ,$$

$$\cos(\gamma + 4) = 0,985, \quad \sin(\gamma + 4) = 0,169,$$

$$\eta = \frac{v}{u} \frac{\cos(\gamma + 4)}{\sin(\gamma + 4)} = 0,1 \frac{0,985}{0,169} = 0,582.$$

Dem Fortschrittsgrad  $v/u$  an der Stelle 0,7 des Propeller-radius entspricht der Fortschrittsgrad  $\frac{v}{U} = 0,7 v/u$  der Propellerspitzen, da  $u = 0,7U$  ist. Wir haben also bei einem Fortschrittsgrad

$$\frac{v}{U} = 0,7 \times 0,1 = 0,07$$

einen Wirkungsgrad des Propellers von  $\eta = 0,582$ . In der gleichen Weise sind noch weitere Punkte für  $\varepsilon = 4^\circ$  und ebenfalls für  $\varepsilon = 5^\circ$

ausgerechnet worden. Das Ergebnis ist in Abb. 69 dargestellt. Die in dieser Abbildung gezeichneten Wirkungsgradkurven beziehen sich nicht etwa auf einen bestimmten Propeller, vielmehr gehört zu jedem  $v/U$  ein anderer Propeller mit anderen Blattformen bzw. anderer Steigung. Aus den Kurven liest man den besten Wirkungsgrad ab, den eine Holz- bzw. eine Metallluftschraube bei einem bestimmten Fortschrittsgrad überhaupt haben kann. Wir sehen, daß der beste Wirkungsgrad um so höher ist, je größer der Fortschrittsgrad des Propellers genommen wird.

Es soll jetzt irgendein bestimmter Propeller herausgegriffen werden, z. B. der Propeller, der bei  $\frac{v}{u} = 0,3$  in 0,7 Radius

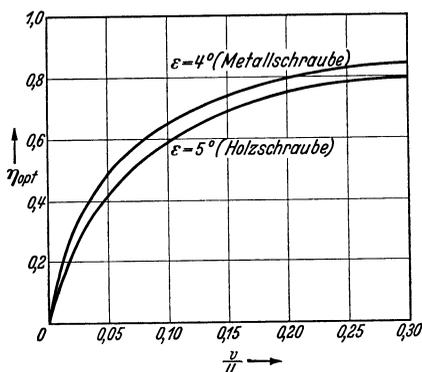


Abb. 69. Höchste erreichbare Propellerwirkungsgrade in Abhängigkeit vom Fortschrittsgrad  $v/U$ .

bzw.  $\frac{v}{U} = 0,21$  seinen besten Wirkungsgrad hat. Zu  $\frac{v}{u} = \operatorname{tg} \gamma = 0,3$  gehört ein  $\gamma$  von  $16,8^\circ$ . Wir wollen einen Steigungswinkel der Profilschne in  $0,7$  Radius von  $\beta = 21,2^\circ$  voraussetzen (also  $\alpha = 4,4^\circ$ ) und das Profil von Abb. 19 zugrunde legen. Der zu  $\alpha = 4,4^\circ$  gehörige Gleitwinkel beträgt dann  $\varepsilon = 3,4^\circ$  und ist nach Abb. 24 der kleinstmögliche. Der günstigste Wirkungsgrad des Propellers ist dann

$$\eta_{opt} = 0,3 \frac{\cos 20,2}{\sin 20,2} = 0,3 \frac{0,94}{0,345} = 0,82.$$

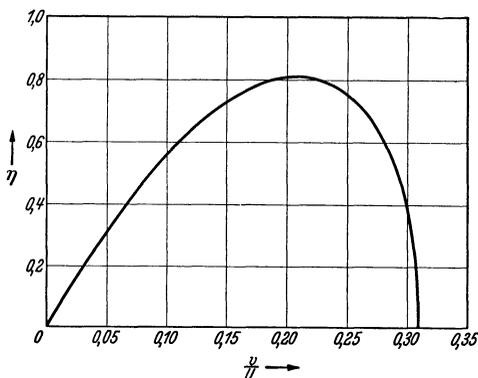


Abb. 70. Wirkungsgrad eines Propellers in Abhängigkeit vom Fortschrittsgrad.

Bei  $\frac{v}{u} = 0,2$  bzw.  $\frac{v}{U} = 0,14$  ist  $\gamma = 11,4^\circ$  und  $\alpha = 21,2 - 11,4 = 9,8^\circ$ . Dazu gehört nach Abb. 24 ein Gleitwinkel von  $\varepsilon = 4,6^\circ$ , also ist  $\gamma + \varepsilon = 16^\circ$  und

$$\eta = 0,2 \frac{\cos 16}{\sin 16} = 0,2 \frac{0,96}{0,277} = 0,70.$$

In der gleichen Weise wurde der Wirkungsgrad des Propellers,

der bei  $\frac{v}{u} = 0,3$  bzw.  $\frac{v}{U} = 0,21$  am günstigsten arbeitet, für weitere Fortschrittsgrade bestimmt und in Abb. 70 aufgetragen. Daß der Wirkungsgrad nach Erreichen seines Größtwertes bei weiter zunehmendem Fortschrittsgrad schnell wieder sinkt und zu null wird, läßt sich aus Abb. 65 leicht verstehen. Die Vergrößerung von  $v/U$  und damit von  $\gamma$  bei konstantem Steigungswinkel  $\beta$  hat eine Verringerung des Anstellwinkels  $\alpha$  und eine Steigerung des Gleitwinkels  $\varepsilon$  zur Folge, bis schließlich der Gleitwinkel  $\varepsilon = 90 - \gamma^0$  geworden ist und keine Zugkraft, sondern nur noch eine Tangentialkraft vorhanden ist. Bei noch weiterem Anwachsen von  $v/U$  entsteht eine negative Anströmung des Profils. Der Schub  $S$  geht dann entgegen der Flugrichtung, die Tangentialkraft  $T$  verläuft in der Drehrichtung

des Propellers. Die Luftschraube arbeitet jetzt als Windmühle, sie nimmt Energie aus dem Fahrtwind auf und erzeugt einen Widerstand entgegen der Flugrichtung. Dieser Zustand entsteht bei Sturzflügen oder bei steilen Gleitflügen, wenn die Flugeschwindigkeit wesentlich größer ist als die des Horizontalfluges.

In Abb. 71 ist die Kurve von Abb. 70 noch einmal aufgetragen, aber mit anderen Maßstäben der Ordinaten und Abszissen.

Der Wirkungsgrad ist jetzt bezogen auf den günstigsten Wirkungsgrad, der Fortschrittsgrad auf denjenigen Fortschrittsgrad, für den der größte Wirkungsgrad auftritt. Zeichnet man die Wirkungsgradkurven verschiedener Propeller in der Form der

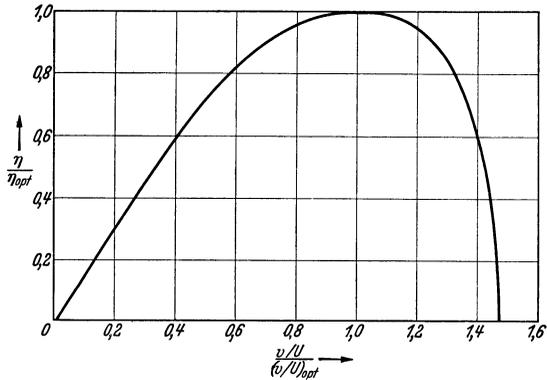


Abb. 71. Allgemeine Propellerwirkungsgradkurve.

Abb. 71 auf, so weichen diese Kurven zumindest zwischen  $\frac{v}{U} = 0$  und  $\frac{v}{(v/U)_{opt}} = 1,2$  nur wenig voneinander ab. Wir sind daher mit Hilfe von Abb. 71 und 69 in der Lage, für jeden normalen Propeller den Wirkungsgrad in Abhängigkeit vom Fortschrittsgrad anzugeben, wenn wir nur wissen, für welchen Fortschrittsgrad die Luftschraube am günstigsten arbeitet. Es sei z. B.  $v/U_{opt}$  einer Holzluftschraube 0,21, dann ist nach Abb. 69  $\eta_{opt} = 0,76$ . Bei  $\frac{v}{U} = 0,1$  ist  $\frac{v/U}{(v/U)_{opt}} = 0,475$  und nach Abb. 71  $\frac{\eta}{\eta_{opt}} = 0,68$ , also  $\eta = 0,76 \cdot 0,68 = 0,52$ .

Man könnte nun ähnlich wie den Wirkungsgrad auch Zugkraft und Drehmoment des Propellers in Abhängigkeit vom Fortschrittsgrad berechnen unter Verwendung der auf S. 109 angegebenen Formeln für den Schub und die Tangentialkraft eines

Propellerelementes. Wir wollen uns jedoch damit begnügen, einige Messungen an Luftschrauben wiederzugeben. Der Fortschrittsgrad  $v/U$  tritt bei den Luftschrauben an Stelle des Anströmwinkels  $\alpha$  bei den Tragflächen. Tatsächlich bedingt ja auch eine Änderung im Fortschrittsgrad gleichzeitig eine Änderung in den Anströmwinkeln der Profile (Abb. 65). Ebenso wie bei den Tragflächenprofilen macht man sich von der Größe und der Umdrehungsgeschwindigkeit der Luftschraube dadurch frei, daß man an Stelle von Schub und Drehmoment dimensionslose Schubbeiwerte und Drehmomentenbeiwerte verwendet. Schubkraft und Tangentialkraft müssen wie jede Luftkraft proportional sein einer kennzeichnenden Fläche des Körpers und dem Staudruck der Strömung an einer genau definierten Stelle des Strömungsbildes. Beim Widerstand von nicht tragenden Körpern verwendeten wir die Ansichtsfläche und den Staudruck der Strömung in großer Entfernung von dem Körper, bei Widerstand und Auftrieb von Tragflächen verwendeten wir die Tragflächengröße und ebenfalls den Staudruck der Strömung in großer Entfernung von der Tragfläche. Bei den Luftschrauben ist es üblich, die gesamte von den Blättern bestrichene Fläche zu verwenden, also die Fläche des Kreises, den die Propellerspitzen im Stand beschreiben. Als kennzeichnenden Staudruck der Strömung nimmt man beim Propeller den Staudruck der Strömung, den die Tangentialkomponente der Strömungsgeschwindigkeit an den Propellerspitzen hat; sie ist gleich der Umfangsgeschwindigkeit der Propellerspitzen  $U$ , der Staudruck also  $q = \rho \frac{U^2}{2}$ .

Die wirkliche Strömungsgeschwindigkeit an den Propellerspitzen ist allerdings  $c = \sqrt{U^2 + v^2}$ , wie Abb. 65 zeigt. Daß es zulässig ist, nur eine Komponente der Strömungsgeschwindigkeit zu nehmen, sieht man sofort ein, wenn man bedenkt, daß eine Verdopplung oder Verdreifachung der Komponente bei gleichem Strömungsbild auch eine Verdopplung oder Verdreifachung der übrigen Strömungsgeschwindigkeiten bedingt. Man hat eben bei Aufstellung der Luftkraftformeln in weitesten Grenzen Freiheit in der Wahl der kennzeichnenden Geschwindigkeit, und man wird diejenige wählen, die der Messung besonders leicht zugänglich ist. Das ist in unserm Fall zweifellos die Umfangsgeschwindigkeit der Propellerspitzen, die mit der Propellerdreh-

zahl unmittelbar verknüpft ist. Wir setzen also für den Propellerschub

$$S = k_s F \varrho \frac{U^2}{2},$$

wo  $F = \frac{\pi}{4} D^2$ ,  $D$  der Schraubendurchmesser und  $k_s$  die Schubkraftbeizahl ist.

Das Propellerdrehmoment hat die Dimension Kraft  $\times$  Länge. Um einen dimensionslosen Beiwert zu erhalten, müssen wir in der Formel als Faktor noch eine Längenabmessung des Propellers hinzufügen. Wir wählen den Propellerradius  $R$  und setzen für das Propellerdrehmoment

$$M = k_d \cdot F \cdot R \cdot \varrho \cdot \frac{U^2}{2},$$

mit  $k_d$  als Drehmomentenbeiwert. So wie die Tragflügelbeiwerte  $c_a$  und  $c_w$  vom Anstellwinkel  $\alpha$  abhängen, sind auch hier  $k_s$  und  $k_d$  abhängig vom Fortschrittsgrad  $v/U$ , der an Stelle des Anstellwinkels der Tragfläche tritt. Außerdem ist wieder wie bei allen Luftkraftformeln eine gewisse Abhängigkeit der Beiwerte von der Reynoldsschen Kennzahl vorhanden, die besonders beim Vergleich von Versuchen an kleinen Modellpropellern mit Großausführungen beachtet werden muß.

In Abb. 73 bis 75 sind die gemessenen Schub- und Drehmomentenbeiwerte sowie die Wirkungsgrade einer Luftschraube in Abhängigkeit vom Fortschrittsgrad  $v/U$  aufgetragen. Es handelt sich um den Propeller, dessen Gestalt aus Abb. 72 hervorgeht. Die Wirkungsgradkurve entspricht der aus unsern theoretischen Überlegungen gewonnenen. Schub und Drehmoment sind im Standlauf  $\left(\frac{v}{U} = 0\right)$  am größten und nehmen dann auf null ab. Der Bereich negativer Schub- und Drehmomentenwerte, in dem die Luftschraube, wie schon erwähnt, als Windmühle arbeitet, ist nicht mit aufgenommen.

Die Ermittlung des Schubes und des Drehmomentes aus den entsprechenden Beiwerten ist einfach. Man muß nur Schraubendurchmesser, Drehzahl und Fluggeschwindigkeiten kennen. Der Durchmesser der in Abb. 72 gezeichneten Luftschraube beträgt 2,80 m, also die Schraubenkreisfläche  $F = 6,15 \text{ m}^2$ . Bei

1350 Umdrehungen/Min. ist die Umfangsgeschwindigkeit der Blattspitzen  $U = 2,80 \pi \frac{1350}{60} = 198 \text{ m/sek}$ , denn ein Umfangspunkt legt den Weg  $2,80 \pi \text{ m}$  in 60 Sekunden 1350 mal zurück. Sei die Fluggeschwindigkeit  $v = 35 \text{ m/sek}$ , so ist der Fortschrittsgrad  $\frac{v}{U} = 0,177$ . Für dieses  $v/U$  gilt nach Abb. 73  $k_s = 0,0182$ .

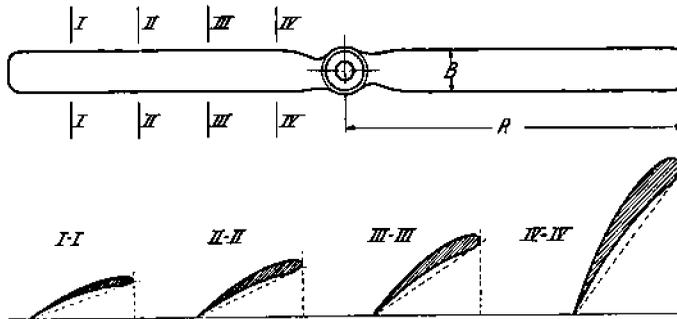


Abb. 72. Ansicht und Querschnitte einer Luftschraube.  $D = 2,80 \text{ m}$ .

Also ist der Propellerschub

$$S = 0,0182 \cdot \frac{1}{8} \cdot 6,15 \cdot \frac{198^2}{2} = 274 \text{ kg.}$$

Für  $\frac{v}{U} = 0,177$  liest man aus Abb. 74 den Wert  $k_a = 0,0050$

ab. Also ist das Propellerdrehmoment

$$M = 0,0050 \cdot \frac{1}{8} \cdot 6,15 \cdot 1,4 \cdot \frac{198^2}{2} = 105 \text{ mkg.}$$

Am Stand ist das Drehmoment bei 1350 Umläufen/Min. wesentlich größer. Da vom Motor nur ein bestimmtes Drehmoment zur Verfügung steht, muß der Propeller am Stand am langsamsten laufen. Beim Steigen hat, wie wir noch später hören werden, die Geschwindigkeit des Flugzeuges einen kleineren Wert als beim Wagrechtflug. Es ist daher beim Steigen der Fortschrittsgrad kleiner als im Wagrechtflug und nach Abb. 74 der Drehmomentenbeiwert größer als im Wagrechtflug. Daher macht der Propeller beim Steigen weniger Umdrehungen in der

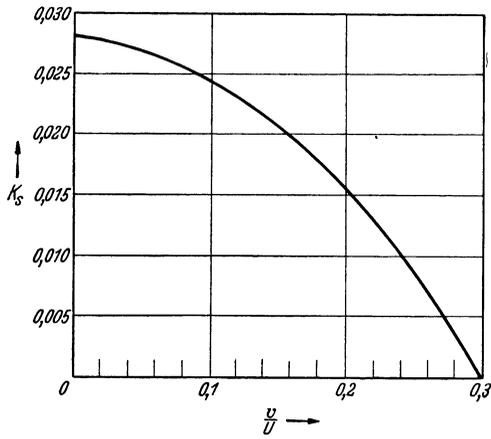


Abb. 73. Zugkraftbeiwert der Luftschraube.

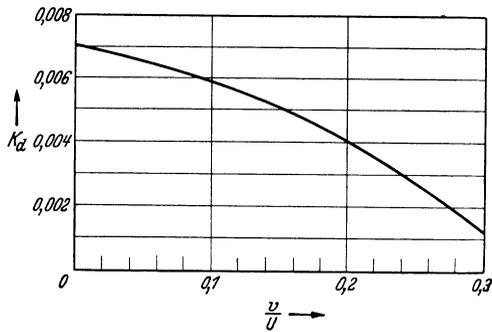


Abb. 74. Momentenbeiwert der Luftschraube.

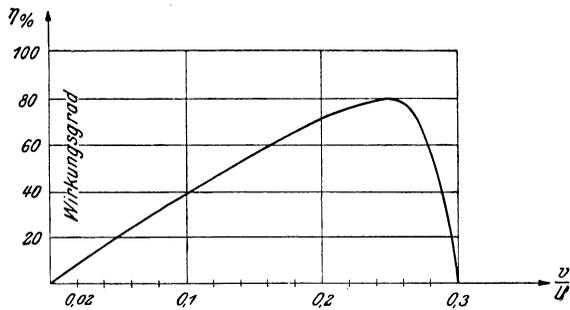


Abb. 75. Wirkungsgrad der Luftschraube Abb. 72.

Minute als im Wegrechtflug, vorausgesetzt, daß der Motorhebel nicht verstellt wird.

Die drei in Abb. 73 bis 75 dargestellten Kurven für  $k_s$ ,  $k_d$  und  $\eta$  stellen nicht drei unabhängige Meßreihen dar, sondern es genügen immer zwei von ihnen, um die dritte zu berechnen. Denn die Arbeit, die eine Luftschraube im Fluge pro Zeiteinheit leistet, ist gleich dem Produkt aus Zugkraft und Fluggeschwindigkeit  $v$ . Die Arbeit, die die Luftschraube aufnimmt, rechnet sich aus dem Drehmoment  $M$  und der Umfangsgeschwindigkeit  $U$ . Jedes Kraftmoment ist als Größe einer am Hebelarm Eins wirkenden Kraft anzusehen, also die Leistung gleich dem Produkt aus Moment und Umlaufgeschwindigkeit im Achsabstand 1. Diese Geschwindigkeit hat den Wert  $U:R$ , daher ist die aufgenommene Leistung gleich  $M \cdot U:R$ .

Das Verhältnis zwischen abgegebener und aufgenommener Leistung ist der Wirkungsgrad der Luftschraube. Sein Wert ist:

$$\eta = S \cdot v / \frac{M \cdot U}{R} = \frac{S}{M/R} \cdot \frac{v}{U}.$$

Beachtet man nun die auf S. 119 aufgestellten Formeln für  $S$  und  $M$ , so sieht man, daß bei Bildung des Quotienten  $S$  durch  $M/R$  die Dichte  $\rho$ , die Propellerfläche  $F$  und das Geschwindigkeitsquadrat  $U^2$  herausfallen und nur die beiden Beiwerte  $k_s$  und  $k_d$  übrigbleiben:

$$\eta = \frac{k_s}{k_d} \cdot \frac{v}{U}.$$

Man erhält somit den Wirkungsgrad der Luftschraube, indem man das Verhältnis der beiden Beiwerte der Luftschraube  $k_s:k_d$  mit dem Fortschrittsgrad  $v:U$  multipliziert. Für jeden Wert von  $v:U$  kann man den Abb. 73 und 74 die beiden Beiwerte entnehmen, den Quotienten bilden, ihn mit dem Wert der Abszisse multiplizieren und dann in einem neuen Schaubild auftragen. So ist Abb. 75 entstanden, die den Verlauf des Wirkungsgrades  $\eta$  für alle Werte von  $v:U$  (für die Luftschraube der Abb. 72) darstellt.

Wir wollen nun noch einen Anhaltspunkt dafür geben, wie der günstigste Durchmesser der Luftschraube ermittelt werden kann. Wir bemerkten schon im vorhergehenden Abschnitt, daß der Wirkungsgrad jedes Propellerelementes am besten ist, wenn

der Anstellwinkel einen ganz bestimmten Wert hat, nämlich denjenigen, für den der kleinste Gleitwinkel auftritt. Dem Anstellwinkel proportional ist der Schubkraftbeiwert. Bei Luftschrauben, die in ihrem Blattumriß und in dem Verhältnis Blattbreite zu Schraubendurchmesser nicht stark voneinander abweichen, kann man also einen bestimmten Schubkraftbeiwert  $k_s$  angeben, für welchen der Schraubenwirkungsgrad am besten wird. Bei den üblichen Propellerformen ist etwa  $k_{s,opt} = 0,0126$ . Der Propellerschub  $S$ , der Durchmesser  $D_{opt}$  und die Umfangsgeschwindigkeit der Propellerspitzen stehen also in dem Zusammenhang

$$S = 0,0126 \frac{\pi}{4} D_{opt}^2 \cdot \rho \cdot \frac{U^2}{2}.$$

Wir führen noch statt  $U$  die minütliche Drehzahl  $n$  ein. Es ist  $\pi D \cdot \frac{n}{60} = U$  m/sek, da der Umfang  $\pi D$  in der Sekunde  $n/60$  mal durchlaufen wird, oder  $U = \frac{n D}{19,1}$ . Für die Luftdichte  $\rho$  setzen wir den Wert  $\frac{1}{8} \rho / \rho_0$  ein, wo  $\rho / \rho_0$  die Dichte bezogen auf die Luftdichte in Bodennähe ist, die auf S. 19 in Abhängigkeit von der Höhe angegeben wurde. Wir haben dann

$$S = 0,0126 \frac{\pi}{4} D_{opt}^2 \frac{1}{8} \frac{\rho}{\rho_0} \frac{n^2 D_{opt}^2}{2 \cdot 19,1^2}$$

oder nach dem Durchmesser aufgelöst

$$D_{opt} = 28 \sqrt[4]{\frac{S}{n^2} \cdot \frac{\rho_0}{\rho}}.$$

Der Schub ist gleich dem Flugzeugwiderstand im Wagrechtflug bei derjenigen Fluggeschwindigkeit, für welche der Propeller am günstigsten arbeiten soll. Die Drehzahl  $n$  hängt im wesentlichen vom Motor ab, wenn auch, wie wir sehen werden, die Fluggeschwindigkeit die Motordrehzahl beeinflusst. (Bei unseren heutigen Motoren ist  $n$  ungefähr 1600 bis 2400 in der Minute.)

Die Wahl der Drehzahl hat einen wesentlichen Einfluß auf den Wirkungsgrad. Dies sehen wir am besten, wenn wir die Umfangsgeschwindigkeit  $U = \frac{n D}{19,1}$  für den günstigsten Durch-

messer  $D_{opt}$  nach obiger Formel bestimmen. Es ist dann

$$U = 1,47 \sqrt[4]{S n^2 \frac{\rho_0}{\rho}}$$

Die Umfangsgeschwindigkeit der Luftschaube mit dem günstigsten Durchmesser wächst also mit der Wurzel aus der Drehzahl ( $\sqrt[4]{n^2} = \sqrt{n}$ ). Nun ist nach Abb. 69 der Wirkungsgrad um so besser, je größer  $v/U$  ist, je kleiner also bei gegebener Fluggeschwindigkeit  $U$  und damit die Drehzahl  $n$  ist. Günstige Luftschauben erhält man bei Wahl von kleinen Drehzahlen und somit nach der Formel für  $D$  von großem Durchmesser. Wir werden in Abschn. V sehen, daß der Motor um so leichter wird, je größer seine Drehzahl ist. Man wählt daher auch oft Untersetzungsgetriebe zwischen Motor und Luftschaube, um den günstigen Einfluß hoher Drehzahlen auf das Motorgewicht mit dem günstigen Einfluß niedriger Drehzahlen auf den Propellerwirkungsgrad zu vereinigen.

Außer vom Schub und von der Drehzahl hängt der günstigste Propellerdurchmesser noch von der Luftdichte ab. Je nach dem Verwendungszweck des Flugzeuges wünscht man den besten Wirkungsgrad in Bodennähe oder in einer bestimmten Höhe zu erreichen.

Nachdem aus Schub, Drehzahl und Luftdichte mit Hilfe der angegebenen Formel der günstigste Propellerdurchmesser ermittelt ist, bestimmt man die Umfangsgeschwindigkeit  $U = \frac{n D}{19,1}$  und den Fortschrittsgrad  $v/U$ . Den höchst erreichbaren Wirkungsgrad erhält man dann nach Abb. 69 und die gesamte Wirkungsgradlinie nach Abb. 71.

Nehmen wir z. B. ein Flugzeug, das bei 50 m/sek Fluggeschwindigkeit in Bodennähe einen Gesamtwiderstand von 200 kg besitzt. Es sollen Propellerdurchmesser und Wirkungsgrad des für diese Geschwindigkeit bestmöglichen Metallpropellers ermittelt werden. Man wird zunächst die Motordrehzahl abschätzen, die, wie wir noch sehen werden, vom Flugzustand abhängt. Wir wollen sie zu 1900 in der Minute annehmen. Der günstigste Propellerdurchmesser ergibt sich jetzt zu

$$D_{opt} = 28 \sqrt[4]{\frac{200}{1900^2}} = 2,40 \text{ m,}$$

die Umfangsgeschwindigkeit zu

$$U = \frac{1900 \cdot 2,40}{19,1} = 240 \text{ m/sek}$$

und der Fortschrittsgrad zu

$$\frac{v}{U} = \frac{50}{240} = 0,208.$$

Aus Abb. 69 lesen wir ab  $\eta_{opt} = 0,80$  für Metallschrauben. Mit Hilfe von Abb. 71 können wir leicht die gesamte Wirkungsgradlinie des gewählten Propellers bestimmen. Allerdings muß hier bemerkt werden, daß die Wirkungsgrade von Luftschrauben, die wir bisher angegeben haben, sich auf sogenannte freifliegende Luftschrauben beziehen, deren Strömung nicht durch Rumpf oder Motorgondel gestört ist. Die nach der obigen Methode erhaltenen Wirkungsgrade müssen noch mit einem Reduktionsfaktor multipliziert werden, der in Abhängigkeit vom Verhältnis Motordurchmesser zu Schraubendurchmesser in Abb. 76 dargestellt ist<sup>1)</sup>. (Motordurchmesser einschließlich Verkleidung.) Je nachdem die Schraube in der Flugrichtung vor oder hinter dem Motor gelegen ist, ergeben sich etwas andere Reduktionsfaktoren. Nehmen wir in unserem Beispiel eine an der Rumpfspitze angebrachte Schraube an und einen Rumpfdurchmesser von 1,20 m, so beträgt das Verhältnis  $\frac{1,20}{2,40} = 0,5$  und die Reduktionszahl ist nach Abb. 76 0,94, der tatsächliche Wirkungsgrad der Luftschraube also  $0,8 \cdot 0,94 = 0,75$ . Die Steigung unserer Luftschraube muß größer sein als

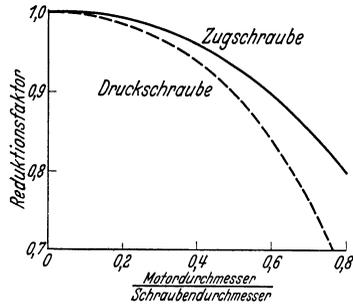


Abb. 76. Abminderungsfaktor des Schraubenwirkungsgrades infolge Rumpfeinfluß.

zu Schraubendurchmesser in Abb. 76 dargestellt ist<sup>1)</sup>. (Motordurchmesser einschließlich Verkleidung.) Je nachdem die Schraube in der Flugrichtung vor oder hinter dem Motor gelegen ist, ergeben sich etwas andere Reduktionsfaktoren. Nehmen wir in unserem Beispiel eine an der Rumpfspitze angebrachte Schraube an und einen Rumpfdurchmesser von 1,20 m, so beträgt das Verhältnis  $\frac{1,20}{2,40} = 0,5$  und die Reduktionszahl ist nach Abb. 76 0,94, der tatsächliche Wirkungsgrad der Luftschraube also  $0,8 \cdot 0,94 = 0,75$ . Die Steigung unserer Luftschraube muß größer sein als

$$\pi D \frac{v}{U} = \pi 2,40 \cdot 0,208 = 1,57 \text{ m.}$$

Es sei noch erwähnt, daß man an Stelle der Fortschrittsgrade  $v/U$  auch gelegentlich einen anderen Begriff zur Kenn-

<sup>1)</sup> Entnommen W. S. Diehl, Engineering Aerodynamics.

zeichnung des Betriebszustandes einer Luftschraube verwendet, nämlich den Begriff der „Schlüpfung“ oder des „Slips“. Man versteht unter „Slip“ oder „Schlüpfung einer Luftschraube“ das Maß der Abweichung ihres Fortschrittsgrades im tatsächlichen Betriebszustande von demjenigen Wert des Fortschrittsgrades, in dem die Zugkraft null ist. In Abb. 75 entspricht z. B. dem Punkt  $\frac{v}{U} = 0,1$  die Schlüpfung  $\frac{0,3 - 0,1}{0,3} = 0,66$ . Das Wirkungsgradmaximum liegt in Abb. 75 bei  $\frac{0,30 - 0,25}{0,30} = 0,167$  Schlüpfung. Ganz allgemein kann man sagen, daß bei üblichen Luftschrauben das Wirkungsgradmaximum bei etwa 0,15 bis 0,20 Slip liegt. Beim kritischen Fortschrittsgrad ist der Anstellwinkel der Propeller-elemente null oder nahezu null, die Steigung des Propellers ist also ungefähr  $\pi D \left| \frac{v}{U} \right|_{krit}$ . Der Fortschrittsgrad der günstigsten Wirkungsweise lag für die oben berechnete Luftschraube bei 0,208, der kritische Fortschrittsgrad liegt etwa 15 vH höher bei 0,24, die Steigung unseres Propellers beträgt somit etwa  $\pi \cdot 2,4 \cdot 0,24 = 1,8$  m.

Wachsende Bedeutung kommt heute den Verstellblattpropellern zu. Das ganze Blatt wird hierbei um seine Längsachse verdreht, entweder von Hand bei stillstehendem Propeller oder auch im Fluge automatisch. Für die Wirkungsgrade von Verstellblattpropellern in Abhängigkeit vom Fortschrittsgrad können wir die Kurven der Abb. 69 als maßgebend ansehen, wenn wir annehmen, daß für jeden Fortschrittsgrad  $v/U$  die jeweilig günstigste Blattstellung verwendet wird. Ein wesentlicher Gesichtspunkt für die Einführung der Verstellblattpropeller ist neben der Verbesserung des Wirkungsgrades, die Möglichkeit, den Motor besser auszunutzen. Um den Drehzahlabfall und damit den Leistungsverlust des Motors zu verhindern, ist es notwendig, bei kleineren Fluggeschwindigkeiten (Steigen) ein Ansteigen des Propellerdrehmomentes zu verhindern, und das geschieht, indem man das Blatt in Richtung kleinerer Steigungswinkel verdreht. Die automatischen Verstelleinrichtungen sind

meist ebenfalls Drehmomentenregler, sie verstellen die Blätter so, daß in allen Flugzuständen das aufgenommene Drehmoment das gleiche ist und gewährleisten so eine immer gleichmäßige Ausnutzung des Motors.

## 17. Herstellung und Prüfung von Luftschrauben.

Bisher wurden die Luftschrauben für Flugzeuge vorwiegend aus Holz hergestellt. Schmale Lamellen (Bretter), die einander fächerartig überdecken, werden mittels eines wetterbeständigen Leims von großer Klebefähigkeit zusammengehalten. Die Schnitte der einzelnen Lamellen-Ebenen (die senkrecht zur Schraubenachse stehen) mit der Schraubenfläche sind auf dieser als lang laufende Linien erkennbar (Abb. 77). Zur Verminderung des Widerstandes werden die Außenflächen sorgfältig lackiert, in neuerer Zeit wohl auch mit einer Zellschicht bedeckt. Bei Wasserflugzeugen wird an den äußeren Enden ein Metallüberzug angebracht, da sonst durch Wassertropfen, die auf den rotierenden Propeller fallen, Beschädigungen entstehen.

Am meisten verwendet werden zweiflügelige Luftschrauben. Die Lamellen für die beiden Flügel laufen durch und die Nabe wird aus ihnen ausgeschnitten. Grundsätzlich andere Propellerkonstruktionen sind in großer Zahl vorgeschlagen und zum Teil erprobt worden, z. B. Flügel aus Stoff, die durch eingelegte Eisenstücke bei der Rotation gespannt werden (Parseval), oder Propeller mit durchlaufendem Eisenkern und querliegenden Holzlamellen. In neuerer Zeit macht sich mehr und mehr das Bestreben geltend, im Propellerbau zu Metallkonstruktionen überzugehen. Duralumin und Elektron sind die hierbei bevorzugten Baustoffe.

Von entscheidender Bedeutung für die Wirksamkeit einer Luftschraube ist, ähnlich wie bei der Tragfläche, die Gestalt des Querschnittes oder das Profil. In höherem Maße als bei der Tragfläche ist man hier auf die Wahl starker (dicker) Profile angewiesen, weil die Luftschraube ohne weitere Hilfskon-



Abb. 77.  
Ansicht des  
Propellerblattes.

struktion (wie sie die Verbindung zweier Tragflächen beim Doppeldecker, s. Abschn. 9, darstellt) die ganze Belastung durch den Flächendruck und überdies die von der Fliehkraft herührende Beanspruchung aufnehmen muß. Die mittlere Flächenbelastung eines Blattes schwankt sehr stark je nach der Umlaufzahl und hat im Durchschnitt etwa die Größenordnung  $500 \text{ kg/m}^2$ . Namentlich gegen die Nabe zu muß man sich bei der Wahl der Querschnittsform hauptsächlich von konstruktiven Rücksichten statt von aerodynamischen Gesichtspunkten leiten

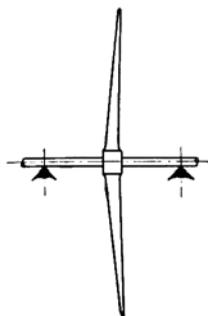


Abb. 78.  
Statische Ausbalancierung.

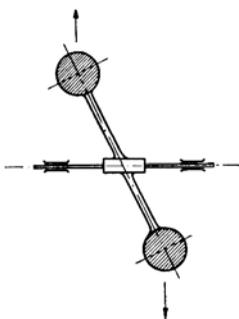


Abb. 79.  
Fliehkraft-Moment.

lassen. Darin liegt auch ein Grund dafür, daß die Wirkungsgrade der Luftschrauben heute noch oft unbefriedigend sind.

Um sich in einem bestimmten Fall von der Eignung einer Luftschraube zu überzeugen, muß man eine Reihe von Untersuchungen vornehmen, die wir hier kurz besprechen wollen, da sie

einen Einblick in das Wesen und die Verwendung der Luftschrauben gewähren.

a) Statische Ausbalancierung. Ein Propeller heißt dann statisch ausbalanciert, wenn sein Schwerpunkt in der Drehachse liegt. Ist dies nicht der Fall, so entstehen Flieh-(Zentrifugal-)Kräfte. Zur Prüfung wird (Abb. 78) eine zylindrische Welle durch die Nabe der Luftschraube durchgesteckt und auf zwei Schneiden aufgelegt. Auf diesen wird der Propeller von Hand aus langsam hin und her bewegt; bleibt er in jeder Lage gleichmäßig stehen, so ist er statisch ausbalanciert.

b) Dynamische Ausbalancierung (Auswuchtung). Es genügt jedoch nicht, daß der Schwerpunkt der Luftschraube in der Achse liegt, damit alle schädliche Fliehkraftwirkung ausgeschlossen wird. Abb. 79 zeigt einen Körper, der aus zwei starr verbundenen Kugeln besteht und um eine gegen die Verbindungsachse

dungsstange geneigte Achse drehbar ist. Der Schwerpunkt dieses Körpers liegt sicher in der Drehachse, wenn die Kugeln gleich und gleich weit von der Drehachse angeordnet sind. Aber es entstehen bei der Drehung Fliehkräfte (in den eingezeichneten Pfeilrichtungen), die einander nicht aufheben, sondern ein bestimmtes Kraftmoment auf die Achse ausüben. Ein solcher Körper, wie der in Abb. 79 gezeichnete, heißt für seine Drehachse „statisch“ ausbalanciert, aber nicht „dynamisch“. Eine Luftschraube ist nur dann dynamisch ausbalanciert, wenn keine Fliehkräfte auftreten, die aneinander vorbeiwirken, oder richtiger ausgedrückt, wenn die Fliehkräfte kein resultierendes Moment (Kräftepaar) bilden. Das dynamische Auswuchten erfolgt auf einem Auswuchtstand. Das eine Lager der Propellerwelle wird drehbar, das andere federnd gelagert. Die oben beschriebenen umlaufenden Kräfte, die nach dem statischen Auswuchten noch übrig bleiben können, erregen das System zu Schwingungen, insbesondere dann, wenn die Umlaufzahl mit der Schwingungszahl des Systems zusammenfällt. Aus der Heftigkeit der Schwingungen schließt man auf die Größe der auszugleichenden Unwucht.

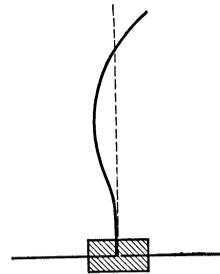


Abb. 80.  
Schwingungsform  
eines Propellerblattes.

c) Schwingungsversuche mit Luftschrauben. Besonders bei Metallluftschrauben treten bei gewissen Motordrehzahlen sehr heftige Resonanzschwingungen auf. Es handelt sich meistens um die einknotige Biegeschwingung der Blätter (siehe Abb. 80). Man kann diese Schwingungen bei Metallpropellern mit glänzender Oberfläche im Sonnenlicht gut beobachten, wenn man sich in den Bereich der reflektierten Sonnenstrahlen stellt. Die Schwingungsweiten der Propellerspitzen können 10 bis 20 cm und mehr betragen. Die Ursache dieser Schwingungen ist darin zu suchen, daß das vom Motor eingeleitete Drehmoment nicht konstant, sondern periodisch veränderlich ist, wie wir im nächsten Abschnitt sehen werden. Der zeitliche Drehmomentenverlauf läßt sich auffassen als eine Überlagerung eines konstanten Drehmomentes und sinusförmig variierenden Anteilen, wobei Anteile vorkommen mit Perioden gleich der halben

Drehzahl, gleich der Drehzahl, gleich der doppelten, dreifachen, vierfachen usw. Drehzahl. Eine Schwingung des Propellerblattes tritt immer dann ein, wenn die Periode einer Eigenschwingung des Propellerblattes mit der Periode eines dieser wechselnden Drehmomentenanteile zusammenfällt. Man sieht, daß es eine große Zahl von Resonanzdrehzahlen geben muß, und tatsächlich kann man auch oft beim Hochlaufen des Motors am Stand beobachten, wie eine Resonanz nach der anderen durchschritten wird. Die verschiedenen periodisch veränderlichen Anteile des Drehmomentes sind nun in ihrer Stärke sehr verschieden. Dementsprechend sind die Schwingungen bei manchen Resonanzen nur schwach, bei andern recht erheblich. Es handelt sich nun darum, zu vermeiden, daß in dem Drehzahlenbereich, der im Fluge vorkommt, starke Resonanzen liegen. Zu diesem Zweck müssen die Luftschrauben erstens einer Schwingungsprüfung unterzogen werden, d. h. es muß die Frequenz der Eigenschwingungen der Blätter, die auch noch von der Drehzahl abhängt, bestimmt werden. Man kann dies versuchsmäßig oder auch rechnerisch ausführen. Zweitens muß das Drehmoment des Motors analysiert werden und die Frequenzen der stärksten unter den veränderlichen Drehmomentenanteilen bestimmt werden. Erst nach Untersuchung von Luftschraube und Motor hat man die Gewähr des schwingungsfreien Arbeitens der Luftschraube in dem im Fluge vorkommenden Drehzahlenbereich. Eine Luftschraube kann in Verbindung mit einer Motortype einwandfrei arbeiten, während die gleiche Luftschraube für einen anderen Motor unbrauchbar ist. Liegt eine starke Resonanz im Drehzahlbereich des Flugbetriebes, so kann man versuchen, durch Kürzen des Propellerblattes die Resonanz aus dem Betriebsbereich zu verlegen. Meist wird eine völlige Neukonstruktion der Luftschraube notwendig sein.

d) Windkanalversuche von Luftschrauben. Die vollständige Untersuchung einer Luftschraube erfordert die Messung der Zugkraft und des Drehmomentes bei den im Flug tatsächlich vorhandenen Verhältnissen. Diese Prüfung erfolgt im Windkanal, meist an einem geometrisch ähnlichen, aber kleineren Modell, in dem der Luftschraube ein Luftstrom mit einer dem Flug entsprechenden Geschwindigkeit entgegengetrieben wird; dadurch erreicht man annähernd dieselben relativen Bewegungs-

verhältnisse wie im Fluge. Das Ergebnis der Messungen gelangt in den Schaubildern zum Ausdruck, wie wir sie im vorhergehenden Abschnitt an Hand der Abb. 73 bis 75 besprochen haben.

Sehr wichtig ist es, bei allen Zugproben darauf Rücksicht zu nehmen, daß die hinter dem Propeller liegenden Teile des Flugzeuges, namentlich der Rumpf, die Zugkraft in hohem Maße beeinflussen. Dies kommt teils daher, daß durch diese Teile die Strömungsform der abfließenden Luft und damit die Größe der Luftkräfte auf die Schraube beeinflußt wird, teils davon, daß der von der Schraube nach rückwärts geworfene Luftstrom an den Flugzeugteilen selbst Luftkräfte hervorrufft, die der Zugkraft entgegenwirken. Will man also aus dem Versuche brauchbare Schlüsse gewinnen, so muß man auch in dieser Richtung die Verhältnisse, die im Fluge vorhanden sind, beim Versuch möglichst genau nachahmen. Das zuverlässigste Verfahren zur Messung der wirksamen Kräfte ist es daher, in das Flugzeug selbst Meßvorrichtungen einzubauen und diese während des Fluges in Tätigkeit treten zu lassen.

## V. Der Motor.

### 18. Wirkungsweise des Explosionsmotors.

Der Motor hat den Zweck, die Luftschaube in Drehung zu versetzen und dadurch die Zugkraft zu erzeugen. Aus den früheren Kapiteln wissen wir: Die geneigte Tragfläche erweckt eine aufwärts gerichtete Luftkraftkomponente, den Auftrieb, bringt aber gleichzeitig einen Widerstand, den Rücktrieb, mit sich. Diesen Widerstand und überdies den des Rumpfes usw. (den „schädlichen“ Widerstand) muß die Luftschaube durch ihre Zugkraft überwinden. Nun entsteht aber gleichzeitig mit der Zugkomponente der Propellerkraft eine zweite Komponente, die den Luftschaubenwiderstand ergibt. Zur Überwindung dieses Widerstandes braucht man die Motorkraft; ohne eine solche ist ein Wagrechtfiegen in ruhender Luft nicht möglich.

Der Motor wirkt dadurch, daß er die Wärmeenergie des Brennstoffes in mechanische Energie umwandelt; als Brennstoff dient in der Regel das Benzin, seltener, aber neuerdings in steigendem Maße das Benzol, mitunter auch ein Gemisch von

beiden. Benzin wird aus dem Rohöl oder Mineralöl durch fraktionierte Destillation gewonnen. Es besteht aus verschiedenen Kohlenwasserstoffen, die in nicht immer gleichen Verhältnissen vertreten sind. Das Raumgewicht des für Flugmotoren zumeist verwendeten Benzins liegt etwa zwischen 0,70 und 0,72 kg/l. Es ist ein vielfach verbreitetes Vorurteil, daß die Güte einer Benzingattung an ihrem geringen Raumgewicht erkannt werden kann; oft enthalten schwerere Benzinsorten mehr wertvolle Bestandteile. Benzol bildet sich bei der trockenen Destillation der Steinkohlen, stellt also ein wichtiges Nebenprodukt der Kokereien und Gasfabriken dar. Es ist ein weniger ergiebiger, d. h. energieärmerer Brennstoff als das Benzin, hat aber den Vorteil, daß seine Selbstentzündungstemperatur höher liegt, sodaß es höhere „Verdichtungsgrade“ (vgl. Abschn. 21) gestattet. Das Raumgewicht beträgt etwa 0,88 kg/l.

Zerstäubt und mit Luft gemischt ergibt Benzin oder Benzol ein explosives Gemenge, das durch einen Zündfunken zur raschesten Verbrennung gebracht wird. Bei Verbrennung von 1 kg Benzin werden durchschnittlich 10000 bis 11000 Kalorien, je nach der Güte des Benzins, erzeugt. Dies drückt man mit den Worten aus, der Heizwert des Benzins betrage 10000 bis 11000 Kalorien. Genauere Angaben für den Heizwert sind: für durchschnittliche Benzinsorten etwa 10600, für Benzol 9600. Bei Umwandlung von Wärme in mechanische Arbeit entspricht bekanntlich einer Wärmemenge von 1 Kalorie eine Arbeit von 427 kgm (d. i. das sog. mechanische Wärmeäquivalent). Wieviel PS kann man nun durch Verbrennung von 1 kg Benzin in der Stunde gewinnen?

Da bei Verbrennung von 1 kg Benzin, wie wir eben hörten, rund 10000 Kalorien entstehen, und da einer Kalorie ein Arbeitswert von 427 kgm entspricht, so kann 1 kg Benzin 4270000 kgm Arbeit hergeben. Unter „Leistung“ versteht man immer die Arbeit pro Sekunde. Wenn nun in einer Stunde, gleich 3600 Sekunden, im ganzen 4270000 kgm geleistet werden, so sind das  $4270000 : 36 = 1188$  kgm/sek, d. s.  $1188 : 75 = 15,8$  PS. Für 1 PS braucht man demnach theoretisch  $1 : 15,8 = 0,063$  kg = 63 g Benzin pro Stunde. Der tatsächliche Verbrauch in unseren Flugmotoren ist jedoch bedeutend höher, bis 250 g pro Stunde für 1 PS; auch bei den besten Motoren noch 190 bis 220 g.

Es wird daher in unseren Motoren nur etwa  $63 \cdot 100 : 220 = \text{rd. } 29 \text{ vH}$  des Heizwertes nutzbar gemacht und in Arbeit umgesetzt; 71 vH gehen verloren. Der Verlust ist ein sehr bedeutender; allein man muß beachten, daß Benzinmotoren fast noch die wirtschaftlichsten unter allen Wärmekraftmaschinen sind. Eine normale Dampfmaschinenanlage mit Kohlenkessel hat nur etwa 15 vH Wirkungsgrad und nur bei Wasserkraftmaschinen (Turbinen) hat man wesentlich höhere Wirkungsgrade bis zu 80 und selbst 90 vH. Von den rund 70 vH Verlust beim Benzinmotor entfallen etwa 30 bis 40 vH auf die von den Auspuffgasen mitgeführte Wärmemenge, rund 20 bis 30 vH der Wärmemenge gehen an die Zylinderkühlung verloren, die übrigen Verluste verteilen sich auf Reibung usw. Die Wärmeenergie der Auspuffgase wird mitunter teilweise zum Antrieb eines „Vorverdichters“ (vgl. Abschn. 23 Schluß) ausgenützt.

Der wesentlichste Teil des Motors ist der Zylinder, kurz der „Zylinder“ genannt (Abb. 81), der unten durch den beweglichen Kolben, oben durch die beiden Ventile, das Einlaß- und das Auslaßventil, abgeschlossen wird. In dem Zylinder verbrennt das Benzin-Luft-Gemenge und setzt durch die bei der Verbrennung entstehenden hohen Gasdrücke den Kolben in Bewegung. Über die einzelnen Bauteile, Zylinder, Kolben usw. sprechen wir noch weiter unten (Abschn. 22), hier sei zunächst die Wirkungsweise des Motors näher beschrieben.

Der Vorgang der Verbrennung, bzw. der Umsetzung von Wärme in mechanische Energie, spielt sich bei unseren heutigen Flugmotoren allgemein in gleicher Weise ab: Das beim Abwärtsgang des Kolbens in den Zylinder oberhalb des Kolbens durch das geöffnete Einlaßventil angesaugte Gemisch wird beim darauffolgenden Rückgang des Kolbens komprimiert (verdichtet), am Schlusse dieses Rückganges durch einen elek-

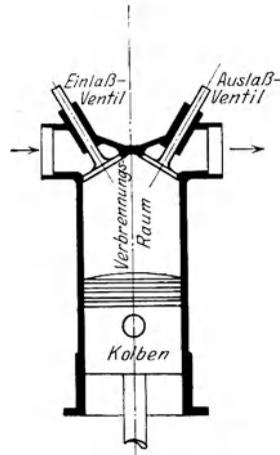


Abb. 81. Zylinder mit Kolben und Ventilen.

trischen Funken entzündet und explodiert während der Umkehr des Kolbens am oberen Totpunkt. Die Explosion ist nichts anderes als eine äußerst schnelle Verbrennung. Der darauf folgende zweite Abwärtsgang des Kolbens ist der eigentliche Arbeitshub, bei dem die durch die Explosion erzeugten hochgespannten Gase allmählich expandieren und dadurch den Kolben und mit ihm die Kurbelwelle in Bewegung versetzen. Natürlich sind während der Verdichtung, der Verbrennung und der Expansion beide Ventile geschlossen. Sobald die Expansion beendet ist, werden beim folgenden Rückgang des Kolbens nach oben die im Hubraum des Zylinders enthaltenen verbrauchten Gase durch das geöffnete Auspuffventil entfernt. Der ganze Vorgang zerfällt somit, wie man sieht, in vier Takte (daher der Name „Viertaktmotor“), die sich während zweier Kurbelumdrehungen vollziehen. Nur während des dritten Taktes wird der Kolben vom Gas getrieben, die übrigen Bewegungen macht er unter Überwindung des Widerstandes im Zylinder allein vermöge der den bewegten Teilen innewohnenden lebendigen Kraft.

Die Abb. 82 bis 85 geben ein Bild des Druckverlaufes im Zylinder während der einzelnen Takte. Jedesmal ist als Ordinate der im Hubraum des Zylinders herrschende Druck aufgetragen, als Abszisse die zugehörige Kolbenstellung. Das linke Ende der Zeichnung entspricht der Kolbenstellung im oberen, das rechte Ende der im unteren Totpunkt: Abb. 82, Saughub, erster Abwärtsgang des Kolbens, Einlaßventil offen, Auspuffventil geschlossen. Der Zylinder füllt sich mit dem brennbaren Gas-Luft-Gemisch. Druck im Zylinder etwas unterhalb des Atmosphärendruckes. Abb. 83, (Verdichtungs)-Kompressionshub, Aufwärtsgang des Kolbens, beide Ventile geschlossen. Das angesaugte Gemisch wird komprimiert, Ansteigen des Druckes bis zum sogenannten Kompressions-Enddruck, der in der Regel bei 4 bis 6 at liegt. Am Ende des Hubes Zündung und Beginn der Explosion. Abb. 84, Expansions- oder Arbeitshub, Abwärtsgang des Kolbens, beide Ventile geschlossen. Zu Beginn momentane Drucksteigerung infolge der Explosion bis 25 at und darüber, dann allmähliches Abnehmen des Druckes bis in die Nähe der Atmosphärenspannung. Abb. 85, Auspuff, Aufwärtsgang des Kolbens, Auslaßventil offen, Einlaßventil geschlossen, Druck etwas oberhalb der Atmosphäre.

Der zylindrische Raumteil, den der Kolben bei einem vollen Hin- oder Hergang bestreicht, heißt der Hubraum des Zylinders. Er ist gleich dem Querschnitt des Zylinders mal der Hublänge oder der doppelten Länge des Kurbelarmes. Der Raum, der bei der höchsten Kolbenstellung noch zwischen Kolbenboden

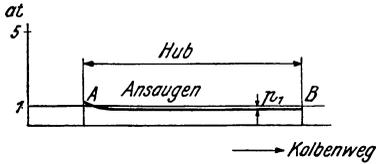


Abb. 82. Saughub.

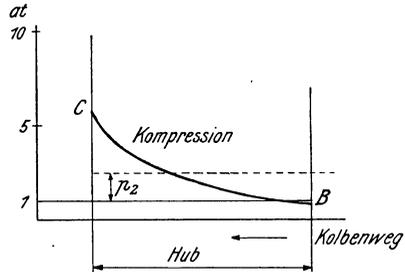


Abb. 83. Kompressionshub.

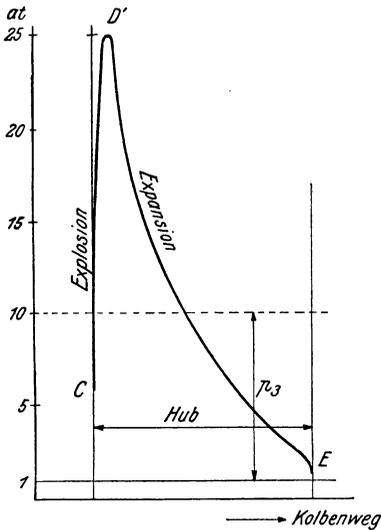


Abb. 84. Arbeitshub.

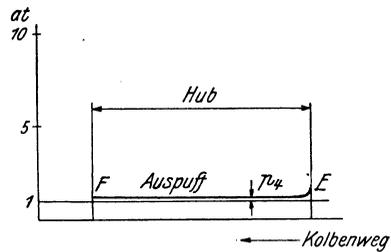


Abb. 85. Auspuffhub.

und Zylinderkopf (bei geschlossenen Ventilen) vorhanden ist, heißt Totraum. Zu Beginn des Verdichtungshubes erfüllt das Gemisch den Hubraum und den Totraum, am Ende nur den letzten. Als „Verdichtungsgrad“ bezeichnet man das Verhältnis

$$\frac{\text{Hubraum} + \text{Totraum}}{\text{Totraum}}$$

Die vier Linien, die den Druckverlauf während der einzelnen Abschnitte des Viertaktes veranschaulichen, können auch in ein einziges Bild, das sog. Indikator-Diagramm (Abb. 86)

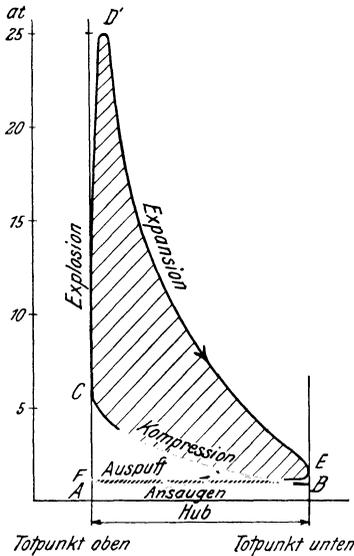


Abb. 86. Indikator-Diagramm.

zusammengefaßt werden. Eine solche Figur zeichnet ein sog. Indikator selbsttätig auf, d. i. ein Registrier-Apparat, der an das Zylinder-Innere angeschlossen wird und den jeweiligen Zylinderdruck auf einen Papierstreifen, der mit der Kolbengeschwindigkeit abrollt, überträgt. Aus dem Aussehen des Indikator-Diagramms kann man auf den Zustand des Motors, auf das richtige Funktionieren der Steuerung usw. schließen. Allerdings ist das Aufnehmen solcher Diagramme bei raschlaufenden Flugmotoren mit sehr großen Schwierigkeiten verbunden.

## 19. Zylinderinhalt, Mitteldruck, Leistung und Drehmoment.

Die vorstehend gegebenen kurzen Erklärungen über die Wirkungsweise der Motoren setzen uns schon instand, einige einfache, flugtechnisch sehr wichtige Berechnungen durchzuführen.

Zunächst ist es von Interesse, zu wissen, in welcher Beziehung die Leistung eines Motors zu seiner Größe, also in erster Linie zum Rauminhalt der Zylinder, steht. Maßgebend hierfür ist die Luftmenge, die zur Verbrennung des Benzins erforderlich ist. Wir haben oben gehört, daß annähernd 250 g pro Stunde für jede PS, die der Motor leisten soll, verbrennen müssen. Nun braucht 1 kg Benzin zur theoretisch vollkommenen Verbrennung rund 14 kg Luft, d. s. bei einem Raumgewicht der Luft von  $1,26 \text{ kg/m}^3$  genau  $14 : 1,26 = 11,11 \text{ m}^3$ . Für 250 g Benzin braucht man den vierten Teil, d. s.  $2,78 \text{ m}^3$ . Macht der Motor z. B. 1400 Umdrehungen in der Minute, so hat

man pro Stunde  $1400 \cdot 60 : 2 = 42000$  Füllungsperioden; denn unsere Motoren arbeiten, wie schon erörtert, im Viertakt, d. h. nur bei jeder zweiten Umdrehung wird der Zylinder mit dem angesaugten Gas gefüllt. Für einen 1-PS-Motor braucht man somit einen Zylinder von  $2780 : 42000 = 0,0661$  l Inhalt; für einen 100-PS-Motor müßte der Zylinderinhalt 6,6 l betragen. Tatsächlich ist der Zylinder eines 100-PS-Motors größer als der theoretisch erforderliche, etwa gleich 8 bis 9 l. Dies rührt erstens daher, daß zur Sicherung der Verbrennung ein gewisser Luftüberschuß verwendet wird, dann aber auch von der unvermeidlichen Unvollkommenheit des Ansaugvorganges: Es wird eben nicht jedesmal der ganze Hubraum mit Frischgas gefüllt. Bei großen Motoren ist der tatsächliche Inhalt näher dem theoretischen Wert, etwa 0,07 bis 0,08 l pro PS. Die Anzahl der PS, die man für jeden Liter Zylinderinhalt aus einem Motor bei einer Umdrehungszahl von 1400 herausholen kann, liegt somit zwischen  $1:0,07 = 14,3$  und  $1:0,09 = 11,1$ . Wir merken uns dies als Regel: Die Leistung eines normalen Flugmotors in PS ist bei  $n = 1400$  etwa gleich dem 11- bis 14fachen Zylinderinhalt in Liter. Die erste Zahl gilt hierbei für kleinere, ältere Motoren, die letzte für größere, neuere Motoren. Z. B. hatte der 100pferdige Mercedes-Motor (1913) 9,49 l Zylinderinhalt, der spätere 190—200 pferdige Benz-Motor (1916) 13,75 l. (Vgl. Zahlentafel 7, S. 158, wo die Leistung pro Liter für verschiedene Motoren angegeben ist.) Liegt die Umlaufzahl erheblich höher als 1400, so ist der Faktor, den wir 11 bis 14 gefunden haben, entsprechend zu erhöhen. Unter Zylinderinhalt ist natürlich stets der gesamte Hubraum zu verstehen, der in der Regel auf mehrere Zylinder verteilt ist (vgl. Abschn. 21). In dem ersten unserer Beispiele, dem 100-PS-Mercedes-Motor, haben wir 6 Zylinder von 120 mm = 1,2 dm Bohrung und 140 mm = 1,4 dm Hub, also den Hubraum

$$V = 6 \cdot 1,2^2 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot 1,4 = 9,49 \text{ l.}$$

Wir betrachten nun nochmals die Abb. 82 bis 85, die den Druckverlauf während je eines Kolbenhubes darstellen, um uns jetzt den für die Berechnung der Arbeit wesentlichen Begriff des „mittleren Kolbendruckes“ zu veranschaulichen.

In den Abb. 82 bis 85 stellt jedesmal die durchgezogene wagrechte Linie den äußeren Luftdruck dar. In Abb. 84, die dem Druckverlauf während des Arbeitshubes entspricht, liegt der Zylinderdruck dauernd über dieser Atmosphären-Linie. Das Mehr an Druck über 1 at heißt der Überdruck. Da auf die eine Seite des Kolbens stets der äußere Luftdruck wirkt, gibt der Überdruck die Größe der resultierenden, auf 1 cm<sup>2</sup> der Kolbenfläche wirkenden Kraft an. Mit der Kolbenfläche multipliziert, stellt also das über der Atmosphären-Linie liegende Ordinatestück die jeweilige Größe der ganzen Kolbenkraft dar. Will man die während des Kolbenhubes geleistete Arbeit bestimmen, so muß man die mittlere Kolbenkraft mit dem Kolbenhub  $s$  multiplizieren; die mittlere Kolbenkraft erhält man aber durch Multiplikation mit der Kolbenfläche aus dem mittleren Kolbenüberdruck, und diesen, indem man die mittlere Ordinate der Abb. 84 aufsucht. Die mittlere Ordinate ist jene, durch die die von der Druckkurve begrenzte Fläche in ein flächengleiches Rechteck verwandelt wird. In der Abb. 84 ist diese mittlere Ordinate gestrichelt eingetragen und mit  $p_3$  bezeichnet.

Man würde fehlgehen, wenn man der Berechnung der vom Motor geleisteten Arbeit, lediglich den mittleren Überdruck  $p_3$  des Arbeitshubes zugrunde legen wollte. Denn während der drei anderen Abschnitte des Viertaktes, Saughub, Verdichtung und Auspuff wird im Zylinder des Motors Arbeit verbraucht. Während des Ansaughubes liegt, wie Abb. 82 zeigt, der Druck stets etwas unter der Atmosphärenlinie. Der Überdruck  $p_1$  ist also eine (kleine) negative Zahl. Setzt man daher für die Berechnung der Arbeitsleistung  $p_3 + p_1$  an Stelle von  $p_3$ , so hat man damit den Arbeitsverbrauch während des Saughubes schon abgezogen. Die mittleren Überdrucke  $p_2$  beim Verdichtungs-  
hub und  $p_4$  beim Auspuff sind, wie die Abb. 83 und 85 erkennen lassen, positive Größen ( $p_4$  wieder sehr klein). Die Bewegungsrichtung des Kolbens ist hierbei der Druckrichtung entgegengesetzt. Man muß daher  $p_2$  und  $p_4$  abziehen und erhält mithin als mittleren Überdruck für den ganzen Viertakt:  $p_1 - p_2 + p_3 - p_4$ . Aber auch damit hat man noch etwas mehr als den ganzen Mitteldruck  $p$ , der für die Arbeitsleistung des Motors maßgebend ist. Denn es wird noch im Getriebe, in den Lagern

der Kurbelwelle usf. Arbeit verzehrt. Wir verstehen unter Mitteldruck  $p$  (genauer müßte es heißen Mittel-Überdruck) jenen Überdruck, der konstant während eines Hubes (also eines Viertaktabschnittes) wirken müßte, damit dieselbe Arbeit an der Motorwelle geleistet wird, wie sie sich beim tatsächlichen Druckverlauf während des Viertaktes ergibt. Aus dem Vorstehenden folgt, daß der Mitteldruck  $p$  zu finden ist, indem man dem mittleren Druck  $p_3$  des Arbeitshubes die mittleren Drucke  $p_1$ ,  $p_2$  und  $p_4$  der anderen Viertaktabschnitte mit den richtigen Vorzeichen hinzufügt und überdies einige Prozente für Lagerreibung usw. abzieht. Man überzeugt sich übrigens auch leicht, daß  $p_1 - p_2 + p_3 - p_4$  nichts anderes ist, als die Höhe eines Rechteckes von der Grundlinie gleich dem Kolbenhub, dessen Flächeninhalt der Differenz der beiden in Abb. 86 durch verschiedene Schraffen hervorgehobenen Flächenstücke gleichkommt.

Bei unseren normalen Flugmotoren mit Wasserkühlung der Zylinder liegt der Mitteldruck durchschnittlich zwischen 7 und 8,5 at. Ältere Motoren hatten weniger als 7, die neuesten Motortypen haben mitunter auch mehr als 8,5 at bis 10 at Mitteldruck, Zweitakt-Motoren (die als Flugmotoren nur sehr selten Anwendung finden) haben 5 bis 6 at, die luftgekühlten Umlaufmotoren (z. B. der Gnôme-Motor), die im Viertakt arbeiten, 5 bis 7 at Mitteldruck.

Kennt man den Mitteldruck  $p$  eines Motors, so bietet es keine Schwierigkeit seine Leistung zu bestimmen. Denn das Produkt von  $p$  mit der Kolbenfläche in  $\text{cm}^2$  gibt die Kraft in kg. Multipliziert man diese Kraft mit dem Hub  $s$  in m, so erhält man die während des Hubes geleistete Arbeit in kgm. Multipliziert man weiter mit der Anzahl der Perioden in einer Sekunde, also mit der Hälfte (weil eine Periode = zwei Umdrehungen) der sekundlichen Umdrehungszahl, so erhält man die Leistung in kgm/sek, braucht also nur noch durch 75 zu dividieren, um die Leistung in PS zu bekommen. Sei  $d$  der Kolbendurchmesser in cm, so ist darnach die gesuchte Leistung eines Zylinders

$$p \cdot \frac{d^2 \pi}{4} \cdot s \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{n}{60} \cdot \frac{1}{75} = \frac{d^2 \pi}{4} \cdot s \cdot \frac{p \cdot n}{9000}.$$

Diese Größe ist nun noch mit der Anzahl der Zylinder zu multiplizieren. Die Formel kann vereinfacht werden, wenn

man das Volumen  $V$  des Hubraums sämtlicher Zylinder einführt. Wir wollen das Volumen in Liter, also  $\text{dm}^3$ , messen; dann ist das Volumen eines Zylinders gleich

$$\frac{d^2}{100} \cdot \frac{\pi}{4} \cdot 10 s = \frac{1}{10} \cdot \frac{d^2 \pi s}{4}$$

(denn  $d:10$  ist der Kolbendurchmesser in dm, und  $10 s$  der Kolbenhub in dm). Führt man dies in die obige Formel ein, so erhält man endgültig für die Leistung aller Zylinder

$$N = \frac{p \cdot V \cdot n}{900},$$

wobei bedeutet:

$N$  die Motorleistung in PS,

$p$  den Mitteldruck in at,

$V$  den Inhalt (Hubraum) sämtlicher Zylinder in l,

$n$  die Umlaufzahl pro Minute.

Diese Formel, die man sich leicht merken kann, besagt: die Motorleistung ist dem Mitteldruck, dem Zylinderinhalt und der Umlaufzahl proportional. Je größer der Motor, je rascher er umläuft und je stärker die Kraftentfaltung in den Zylindern, um so größer die Leistung.

Die durchschnittliche Umlaufzahl der älteren Flugmotoren liegt zwischen 1350 und 1450. Setzen wir für den Mitteldruck 7 bis 8,5 at, so ist  $p \cdot n = 9450$  bis 12 300 und  $p \cdot n : 900 = 10,5$  bis 13,7. Man erhält also etwa  $N = 11 V$  bis  $14 V$ : die Motorleistung in PS ist das rund 11- bis 14fache Hubvolumen in l, ein Ergebnis, das mit dem zu Beginn des Abschnittes auf anderem Wege gefundenen gut übereinstimmt. Für die neueren Konstruktionen mit einer Umlaufzahl zwischen 1600 und 2000 kann man mit  $14 V$  bis  $17 V$  im Durchschnitt als Leistung rechnen. Bei Umlaufmotoren ohne Wasserkühlung hat man in der Regel geringeren Mitteldruck und geringere Umlaufzahl, so daß die Leistung nur etwa 6 bis 8  $V$  bei 1400 Umdrehungen und 9 bis 12  $V$  bei 2000 Umdrehungen beträgt; doch gibt es auch wesentlich stärkere Ausführungen. — Für die Bemessung der Umlaufzahl ist maßgebend, daß die mittlere Geschwindigkeit

des Kolbens, d. i.  $2 s \frac{n}{60} = \frac{s n}{30}$ , nicht zu groß werden darf. Als

Grenze für normale Ausführungen gilt etwa 15 m/sek., als

mittlerer Wert 8—12, also äußerster Wert für Rennmotoren, etwa 20 m/sek.

Von den drei Faktoren  $p$ ,  $V$ ,  $n$ , welche die Leistung eines Motors ergeben, bestimmen die ersten beiden allein das Drehmoment, mit dem der Motor auf die Luftschraube wirkt, wie folgende Überlegung zeigt. Unter Drehmoment versteht man (vgl. auch Abschn. 15) die am Radius eins wirkend gedachte, drehende Kraft. Zwischen Drehmoment  $M$  in kgm und Leistung  $N$  in PS besteht daher folgende Beziehung: Man muß, um aus  $M$  die Leistung in kgm/sek zu erhalten, mit der Geschwindigkeit multiplizieren, die ein Punkt in Achsabstand 1 besitzt, d. i. mit  $\frac{2\pi n}{60}$  oder  $3,14 n/30$ . Die Leistung in PS ergibt sich dann durch Division mit 75, also

$$N = M \cdot \frac{3,14 \cdot n}{30} \cdot \frac{1}{75} = \frac{M \cdot n}{716}$$

und umgekehrt:

$$M = 716 \frac{N}{n}.$$

Setzt man dies in unsere Formel für die Leistung ein, so sieht man, daß

$$M = \frac{716}{900} p \cdot V = 0,795 p \cdot V.$$

Das Drehmoment ist somit dem Mitteldruck und dem Zylinderinhalt proportional.

## 20. Die Bremslinie eines Motors. Höhenmotoren.

Von den drei Faktoren  $p$ ,  $V$ ,  $n$ , die nach dem Vorangehenden die Leistung eines Motors bestimmen, sind nur die letzten zwei, der Zylinderinhalt  $V$  und die Umlaufzahl  $n$ , unmittelbarer Messung zugänglich. Den Mitteldruck  $p$  kann man wohl beim Entwurf einer Motorbauart durch Konstruktion des Druckdiagramms auf Grund thermodynamischer Lehrsätze mit einiger Annäherung vorausbestimmen; will man aber bei einem vorhandenen Motor den tatsächlich erreichten Wert von  $p$  ermitteln, so ist man auf die praktisch sehr schwer durchführbare Aufnahme eines Indikatordiagramms (Abschn. 21) angewiesen,

wobei man überdies die Reibungsverluste im Motor noch gesondert abschätzen müßte. Dem Bedürfnis nach einer raschen und sicheren Feststellung der Leistung eines Motors wird daher in anderer Weise abgeholfen: Man mißt auf einer sog. „Motorbremse“ neben der Umlaufzahl  $n$  unmittelbar das vom Motor erzeugte Drehmoment  $M$ , so daß sich nach der am Schlusse von Abschn. 19 entwickelten Formel die Leistung zu  $N = M \cdot n / 716$  ergibt.

In einer Motorbremse wird das Drehmoment des Motors von einem drehenden Teil der Bremse auf elektrischem, hydrau-

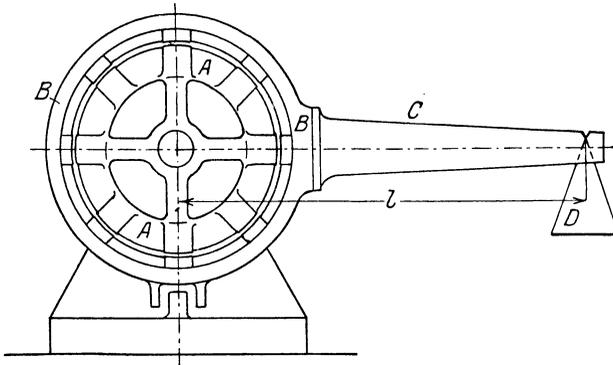


Abb. 87. Elektrische Motorbremse.

lischem oder mechanischem Wege auf einen Wagebalken übertragen, wo es ausgewogen werden kann. Abb. 87 zeigt das Grundsätzliche der am häufigsten verwendeten elektrischen Bremse. Der mit dem Motor umlaufende Anker  $A$  überträgt auf das drehbar gelagerte Gehäuse  $B$  mittels des im Spalt entstehenden magnetischen Feldes das Motordrehmoment, das über den am Gehäuse festen Hebel  $C$  an der Wagschale  $D$  ausgewogen wird. Das Motordrehmoment ist dann, wenn mit  $l$  der Abstand der Wagschale von der Drehachse bezeichnet wird,

$$M = P \cdot l.$$

Hierbei ist  $P$  das Gewicht, welches man in die Schale legen muß, um das Gehäuse gerade in der Mittellage zu halten. Die in der Abbildung erkennbaren Anschläge am Gehäuse sind vorhanden, um bei nicht ausgeglichenem Drehmoment eine Rotation

des Gehäuses zu verhindern. Die Leistung des Motors ist nach der auf S. 141 angegebenen Formel

$$N = \frac{M \cdot n}{716} = \frac{P \cdot l \cdot n}{716} \text{ PS.}$$

zu berechnen. Hierin ist  $l$  in m einzusetzen. Der Bequemlichkeit halber richtet man die Bremsen meist so ein, daß  $l = 0,716$  m (oder halb so groß) wird, so daß  $N = P \cdot n : 1000$  (bzw. : 2000). Man braucht also in diesem Fall nur die auf der Wagschale liegenden Gewichte mit dem 1000sten bzw. 2000sten Teil der Umlaufzahl zu multiplizieren, um die Leistung in PS zu erhalten. — In leicht verständlicher Abänderung kann man aus der hier beschriebenen Anordnung eine hydraulische Bremse gewinnen, indem man an Stelle des Ankers  $A$  ein Schaufelrad, an Stelle von  $B$  eine geschlossene, mit Wasser gefüllte oder von Wasser durchflossene Kammer treten läßt, in der  $A$  umläuft. In beiden Fällen, der elektrischen und der hydraulischen Bremsung, wird vom Benzinmotor während des Bremslaufes Arbeit geleistet, die man bei geeigneter Vorkehrung nützlich verwerten kann; im ersten Fall wird elektrischer Strom erzeugt, im zweiten wird Wasser gepumpt oder wenigstens erwärmt.

Diese Bremsungen haben den Nachteil, daß bei ihnen dem Motor die kühlende Wirkung des Propellers entzogen bleibt, so daß sie für Motoren ohne Wasserkühlung überhaupt nicht anwendbar sind. Ein anderes Bremsverfahren besteht daher darin, daß man den Motor mit seinem Propeller auf einen Rahmen setzt, der — so wie früher der Ring  $B$  — pendelnd aufgehängt ist und an einem entsprechenden Arm eine Wagschale trägt. Durch Auflegen von Gewichten auf diese Schale läßt sich, genau wie bei der elektrischen Bremse, das Drehmoment messen.

Jede Bremse, sie mag hydraulisch, elektrisch oder wie immer wirken, muß eine Einrichtung besitzen, die gestattet, die Größe des Bremswiderstandes zu verändern. Bei der elektrischen Bremse z. B. kann man das Magnetfeld stärken oder schwächen. Mit der Veränderung des Bremsmomentes verändert sich auch gleichzeitig die Drehzahl des Motors. Trägt man die so bestimmten Werte des Drehmomentes  $M$  als Funktion der Umlaufzahl  $n$  auf, so erhält man eine sog. Bremslinie des Motors; eine zweite

Bremskurve entsteht, wenn man statt der Momente  $M$  die Leistungen, also im wesentlichen die Produkte  $M \cdot n$  aufträgt. Abb. 88 zeigt die beiden Bremskurven für einen bestimmten 160-PS-Motor. Man sieht, daß das Moment hier erst langsam zunimmt, bei rund 1000 Umdr./Min. einen Höchstwert erlangt und dann ziemlich rasch abfällt. Nach der oben entwickelten Formel  $M = 0,795 p \cdot V$  kann, da  $V$  jedenfalls unveränderlich ist, in der  $M$ -Linie, Abb. 88, nur die Veränderlichkeit des Mitteldruckes  $p$  zum Ausdruck kommen. Es ist auch leicht verständlich, daß Vergaser und Steuerung eines Motors so eingestellt sein müssen, daß die Verhältnisse für eine gewisse mittlere Umlaufzahl, z. B.  $n = 1000$ , am günstigsten liegen. Bei geringeren Umlaufzahlen sind dann die Querschnitte im Vergaser und in den Leitungen für die geringe Luft- und Benzinmenge zu weit, bei größeren sind sie zu eng, und überdies wachsen die Reibungswiderstände im Motor mit der Umlaufzahl.

Die Linie der Motorleistung  $N$ , Abb. 88, erreicht erst bei höherer Umlaufzahl, etwa bei  $n = 1600$ , ihren Höchstwert. Der normale Betriebszustand eines Motors liegt stets in dem Gebiet ansteigender Leistung, also links vom Scheitel der  $N$ -Linie. — Zumeist nimmt man bei der Übernahme eines Motors auf der Bremse nur ein kurzes Stück der Bremslinie in der Umgebung des Punktes normaler Betriebsumlaufzahl auf.

Wird von der Leistung eines Motors schlechthin gesprochen, so ist natürlich immer vorausgesetzt, daß der Gaszutritt zu dem Motor vollständig geöffnet ist. Wird der Gaszutritt gedrosselt, so sinkt die Leistung des Motors entsprechend und man erhält eine Leistungs- und eine Drehmomentenlinie, die tiefer liegen, als die in Abb. 88 gezeichneten „Vollgas“-Linien.

Die Leistung eines Motors ist aber auch, wenn der Gaszutritt offen bleibt, nicht vollkommen unveränderlich, sondern stark vom Zustand der atmosphärischen Luft abhängig, also einestails von der Witterung, andererseits von der Höhe, in der der Motor läuft. Die hauptsächlichste Einwirkung der Witterung besteht darin, daß bei Veränderung der Luftdichte die in die Zylinder eingesaugte Luftmenge, da ihr Rauminhalt derselbe bleibt, sich verändert. Wenn z. B. der Luftdruck von 760 auf 750 mm Quecksilber sinkt, so wissen wir aus Abschnitt 2, daß im gleichen Maße, also um rund 1,3 vH, die

Luftdichte verringert wird. Oder wenn die Temperatur von  $10^{\circ}\text{C}$  auf  $20^{\circ}$  steigt, so folgt nach Abschnitt 2 eine Verminderung der Luftdichte im Verhältnis 283 : 293, also um rund 3,5 vH. Doch wird die unmittelbare Einwirkung der Luftverdünnung auf das angesaugte Gemisch von weiteren, schwer übersichtbaren Einflüssen überdeckt. Es ist noch nicht genau durch Versuche festgestellt, in welchem Maße die Leistung des Flugmotors sich mit den kleinen Schwankungen der Luftdichte am Boden ändert. Aber es ist sehr wahrscheinlich, daß die Änderung etwas geringer ist als die der Luftdichte. Schätzungsweise kann man vielleicht annehmen, daß für je 4 bis  $6^{\circ}$  Temperaturerhöhung und je 10 bis 15 mm Barometerstanderniedrigung rund 1 vH der Leistung verloren geht.

Besonders fühlbar macht sich der Einfluß der Außenluft auf die Motorleistung bei Höhenflügen, da man es hier

bald mit einer Luftdruckabnahme von 40 vH und mehr zu tun hat (vgl. Zahlentafel 1) und da sehr großen Veränderungen des Luftdrucks gegenüber die Abnahme der Motorleistung erfahrungsgemäß stärker ist als die der Luftdichte.

Die Abb. 89 und 90 zeigen die Ergebnisse von Versuchen über die Veränderung der Motorleistung mit der Luftdichte. Im ersten Bild sind als Abszissen die Dichten, im zweiten die Flughöhen gewählt, wobei der Zusammenhang beider etwa der mittleren Spalte der Zahlentafel 2 entspricht. Die eingezeichneten Linien beziehen sich auf einen 185-PS-Motor der Bayerischen Motorwerke, auf einen 300-PS-Hispano-Suiza ohne Vorverdichtung (s. unten) und einen solchen mit Vorverdichtung.

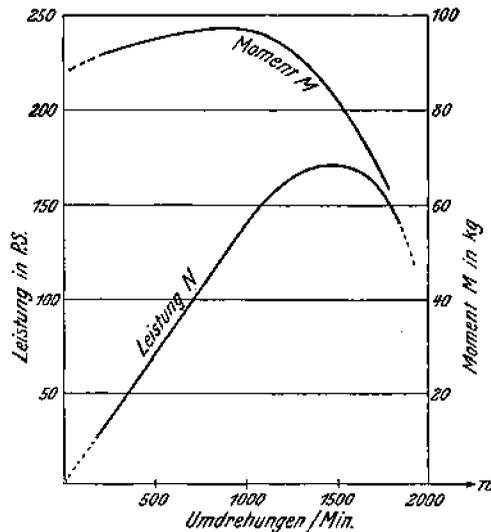


Abb. 88. Bremslinien eines Motors.

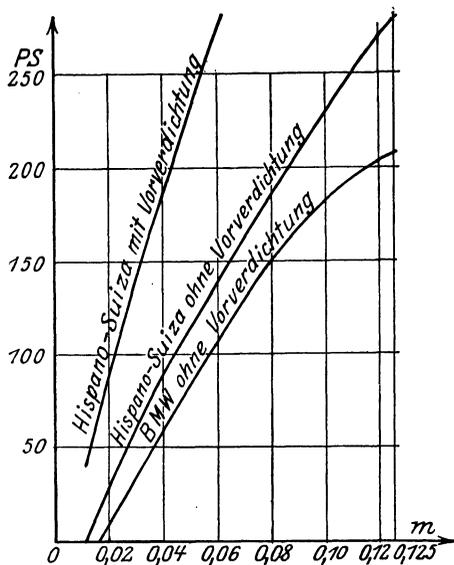


Abb. 89. Leistungsveränderung mit der Luftdichte.

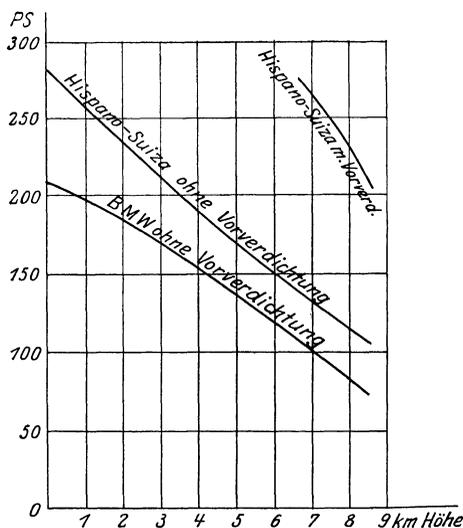


Abb. 90. Leistungsabnahme mit der Höhe.

Man erkennt deutlich in Abb. 89, daß die Verminderung der Motorleistung erst etwas geringer ist als die der Luftdichte, dann stärker (die Tangente an die Leistungskurve ist bei großem  $q$  flacher, bei kleinem  $q$  steiler als der Fahrstrahl vom Kurvenpunkt nach dem Anfangspunkt des Koordinatenkreuzes). Die Leistungsabnahme auf den km Flughöhe beträgt bei den beiden Motoren ohne Vorverdichter nach Abb. 90 etwa 7 bis 8 vH der Bodenleistung. Bei älteren Motorbauarten mit geringeren Verdichtungsgraden muß man mit Abnahmen bis zu 12 vH rechnen. Die Verwendung des Vorverdichters hat, wie Abb. 90 zeigt, zur Folge, daß man in 6500 m Höhe noch einmal mit der Bodenleistung beginnen kann.

Die ältesten Rekorde in Höhenflügen von 7000 m und mehr sind nur dadurch möglich gewesen, daß man durch Mitnahme von flüssigem Sauerstoff den Motor sozusagen künstlich ernährt hat. Heute erhalten die Flugmotoren, damit die schädliche Wirkung der Höhe auf die

Motorleistung vermindert wird, verschiedene besondere Einrichtungen. Die Anpassung der Flugmotoren an die Flughöhe bildet gegenwärtig eines der wichtigsten Probleme der Flugtechnik. Sieht man von dem eben erwähnten Hilfsmittel der künstlichen Sauerstoffzufuhr ab, so bleiben in der Hauptsache noch drei Verfahren, um einen Benzinmotor zum „Höhenmotor“ zu machen.

Die einfachste und wirksamste Höhenanpassung ist die „Überbemessung“, d. h. die Verwendung von Zylindern (Ventilen und Leitungen), die größer sind, als unter normalen Druckverhältnissen der von den Triebwerkteilen aufnehmbaren Leistung entspricht. Man darf dann in geringen Höhen nur mit einer hinreichenden Drosselung der Brennstoffzufuhr fliegen, hat aber dafür den Vorteil, in großen Höhen den Motor voll ausnützen zu können, während der normale, nicht „überbemessene“ Motor bei Höhenflügen überflüssiges, totes Triebwerk-Gewicht mit sich führt und unverhältnismäßig große Reibungsverluste aufweist. Damit ein Motor bei 6000 m Höhe voll ausgenutzt werden kann, bedarf es einer Durchmesser-Vergrößerung der Zylinder um etwa 35 vH.

Eine zweite Ausführungsform des Höhenmotors ist der „überverdichtete“ Motor. Man kann das Verhältnis zwischen zugeführter Wärme und gewonnener Arbeit günstiger gestalten, indem man den Verdichtungsgrad, d. i. das Verhältnis zwischen End- und Anfangsdruck im zweiten Arbeitstakt vergrößert. Wird nämlich der Enddruck der Verdichtung größer, so erzielt man größere Zündgeschwindigkeit und damit bessere Verbrennung, muß allerdings auch für stärkere Kühlung (s. S. 173) Sorge tragen. Der zulässige Verdichtungsgrad hängt im wesentlichen von der Selbstentzündungstemperatur des Brennstoffes ab (s. Abschn. 18). Er wird, wie am Schluß von Abschn. 18 gezeigt wurde, durch die Abmessungen und die Formgebung von Zylinder und Kolben ein für allemal festgelegt. Sinkt nun infolge der Abnahme des äußeren Luftdrucks mit der Flughöhe der Anfangsdruck des Verdichtungshubes, so kann der Enddruck doch auf der gewünschten Höhe erhalten werden, wenn man genügend großen Verdichtungsgrad hat. Für die Zeit des Aufstiegs oder den Flug in geringeren Höhen muß man dann natürlich Vorkehrungen treffen, um eine Überbelastung

zu vermeiden, ähnlich wie im Falle der Überbemessung der Zylinder. Ubrigens sind diese beiden Gesichtspunkte auch mit Vorteil nebeneinander anwendbar.

Schließlich kommt als drittes Verfahren, das am unmittelbarsten dem schädlichen Einfluß der Luftverdünnung entgegenwirkt und das nach den Erfahrungen der letzten Jahre das vorherrschende zu werden scheint, die schon oben erwähnte

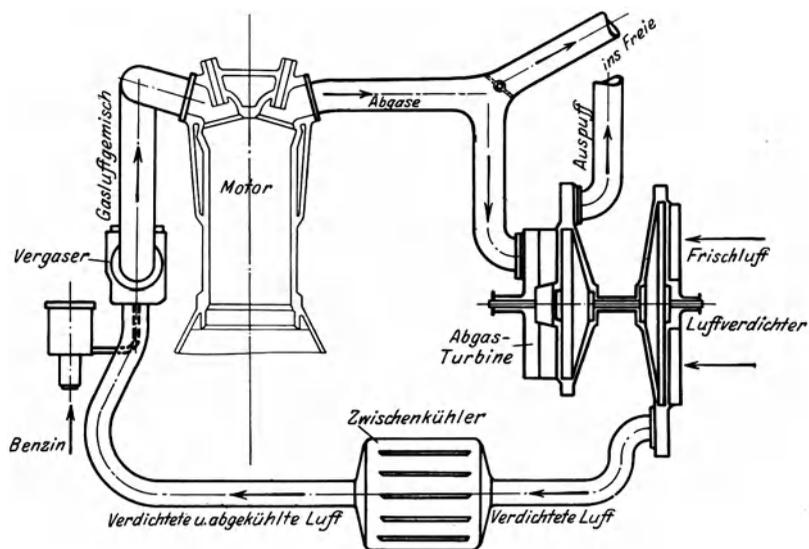


Abb. 91. Gesamtanordnung eines Motors mit Abgas-Turbo-Kompressor.

„Vorverdichtung“ in Frage. Hier wird das dem Verbrennungsraum zugeführte Gas-Luft-Gemisch durch ein besonders angetriebenes Gebläse verdichtet, also auf den normalen Ansauge- druck gebracht. Ein großer Vorteil dieses Verfahrens ist der, daß man es bei beliebigen Motoren, ohne deren Konstruktion zu ändern, zur Anwendung bringen kann, ein Nachteil der Aufwand an Gewicht und Arbeitsleistung im Gebläse. Über die Verbesserung, die ein Flugmotor durch Hinzufügung eines Vorverdichters erfährt, hat uns schon die Betrachtung der Abb. 89 und 90 belehrt. Schätzungsweise kann man sagen, daß die Vorverdichtung, wenigstens bei größeren Motoren, die größte er-

reichbare Höhe um etwa 3000 m steigert. Der Höhenweltrekord von 1924 auf rund 12000 m ist mit einem 300 PS-Hispano-Suiza mit Rateau-Vorverdichter erzielt worden. Diese, sehr bewährte Bauart ist die eines sog. Abgas-Turbo-Kompressors. Der Ausdruck besagt, daß es sich um einen rotierenden Kompressor handelt, der in der Art einer Zentrifugalpumpe arbeitet, und daß zu seinem Antrieb in einem Turbinenrad die Abgase verwendet werden, die der Auspuffleitung des Motors entströmen. Da jedes Gas bei der Verdichtung nicht unbedeutend erwärmt wird, ist die Einschaltung eines Zwischenkühlers erforderlich, der die Luft vor Eintritt in die Motorzylinder abkühlt. Abb. 91 zeigt schematisch die Gesamtanlage eines Motors mit Abgas-Turbo-Verdichter. Rechts im Bilde sind auf gemeinsamer Welle die beiden Turboräder angedeutet, von denen das eine als Motor, das andere als Generator arbeitet. Gespeist wird das treibende Rad, die Abgas-Turbine, von den aus den Zylindern austretenden heißen Auspuffgasen, die ihre Wärmeenergie an das Rad in Form von mechanischer Energie abgeben. Die rechts oben sichtbare Klappe in der Leitung ermöglicht es, wenn sie geöffnet wird, die Auspuffgase auch unter Umgehung des Vorverdichters direkt ins Freie treten zu lassen. Aus dem Verdichterrad gelangt die auf höheren Druck gebrachte Luft zunächst in den Zwischenkühler und geht von hier nach dem Vergaser.

Um ein genaueres Bild von der Leistungssteigerung eines Motors bei Verwendung eines Vorverdichters zu erhalten, müssen wir außer der an das Getriebe abgegebenen und der dem Verdichter entnommenen Leistung noch verschiedene andere „Höheneinflüsse“, die die Gesamtleistung beeinflussen, in Rechnung setzen. So verringert sich erstens der vom Motor zu überwindende Widerstand des Auspuffhubes mit wachsender Höhe, weil der den Auspuffgasen entgegenwirkende äußere Druck mit der Höhe abnimmt; das bedeutet also bei gleichbleibender Motorkraft eine mittelbare Leistungssteigerung. Ein indirekter Leistungszuwachs wird zweitens dadurch erzeugt, daß die nach dem Auspuffhub im Verbrennungsraum verbliebenen Gasreste durch die im Vorverdichter auf Atmosphärendruck gebrachte Luft komprimiert, also auf einen kleinen Teil des Zylinderraumes zurückgedrängt werden; auf diese Weise wird der Verbrennungsraum bei der Gaszufuhr in größeren Höhen besser ausgenutzt. Diese beiden

mit der Höhe zunehmenden Leistungssteigerungen sind nicht unbeträchtlich. Aus Versuchen und theoretischen Überlegungen ergab sich folgendes in Abb. 92 wiedergegebene Resultat<sup>1)</sup>. Kurve 1 stellt den durch Verminderung des Auspuffgedruckes erzeugten Leistungszuwachs in Abhängigkeit von der Höhe dar, Kurve 2 den Zuwachs infolge besserer Zylinderfüllung. Beide Kurven geben die Leistung in Hundertteilen der Bodenleistung. Selbst wenn man die etwa bei 12 km Höhe einsetzende Leistungsverringerung infolge geringeren Sauerstoffgehaltes der Luft —

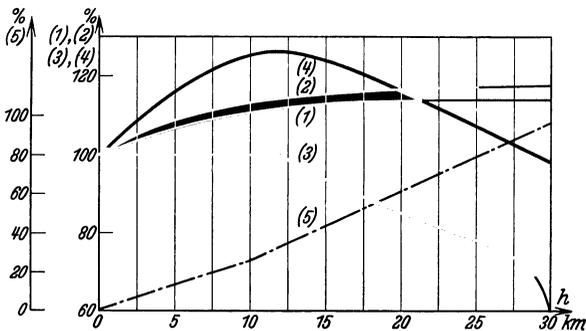


Abb. 92. Einfluß der Höhe auf die Motorleistung.

wiedergegeben durch Kurve 3 — in die Leistungsbilanz hinein- nimmt, ergibt sich, wenn sich alle genannten Einflüsse überlagern, doch bis zu der Höhe von 12 km eine beträchtliche Leistungssteigerung (Resultierende Kurve 4). Der größte Zuwachs liegt bei 12 km und beträgt fast 30% der Bodenleistung. Erst in 30 km Höhe wird der auf den genannten Einflüssen beruhende Leistungszuwachs gegenüber dem Bodenwert (infolge des Sauerstoffmangels) gleich Null.

In der Abb. 92 ist ferner durch die Kurve 5 der Bedarf an Leistung dargestellt, den ein Gebläse erfordert, wenn es in einer bestimmten Höhe mit Volldruck arbeiten, d. h. die Luft in dieser Höhe, der sogenannten „Volldruckhöhe“, auf Atmosphärendruck bringen soll. Es ist klar, daß der Leistungsbedarf annähernd in dem Maße mit der Höhe wachsen muß, wie die

<sup>1)</sup> W. Kamm, Neuzeitliche Entwicklungsfragen für Flugmotoren. Jahrbuch der W. G. L. 1927.

Luftdichte abnimmt<sup>1)</sup>. Das nächste Diagramm — Abb. 93 — zeigt die effektive Leistung eines Motors bei Vorverdichtung in Abhängigkeit von der Höhe und in Hundertteilen der Bodenleistung. Sie ergibt sich unter Berücksichtigung aller in Abb. 92 dargestellten Leistungsgrößen, wenn die Leerlaufleistung des Gebläses in Bodenhöhe mit 25% der Leistung in Volldruckhöhe veranschlagt wird. Ein solcher Abzug ist notwendig, da die Gebläse im allgemeinen mit dem Motor gekuppelt sind. Die strichpunktierte Kurve der Abb. 93 stellt die Motorleistung ohne Gebläse dar, die übrigen

Kurven die Motorleistung bei Verwendung von Gebläsen verschiedener Volldruckhöhe, nämlich der Volldruckhöhen 6, 10, 14, 18, 22 km. Die Volldruckhöhen sind durch die Unstetigkeitsstellen in jeder Kurve gekennzeichnet. Der Volldruckhöhe entspricht für den Motor ohne Gebläse die Höhe 0. Aus diesem Grunde verlaufen auch alle Kurven hinter der Volldruckhöhe annähernd parallel zur gestrichelten. Man erkennt aus der Darstellung, daß für die Gebläse, deren Volldruckhöhen nicht über 10 km liegen, eine Steigerung der Leistung bis zur Volldruckhöhe erfolgt, für Gebläse mit Volldruckhöhen über 10 km tritt dagegen eine Steigerung der Leistung gegenüber dem Bodenwert nicht ein, dafür gewinnt man den Vorteil, die Motorkraft in größeren Höhen besser ausnützen zu können. So gibt z. B. der für 18 km Volldruckhöhe gebaute Verdichter

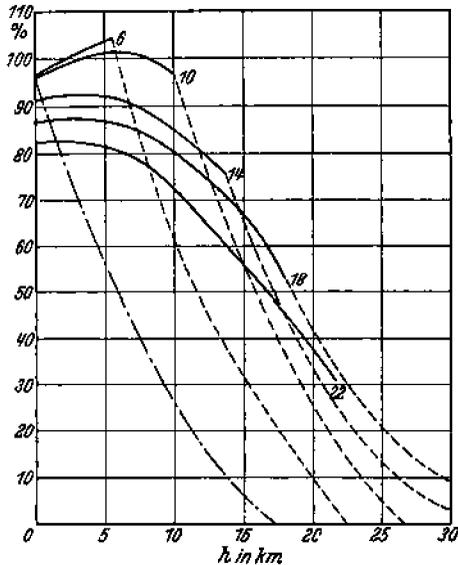


Abb. 93. Motorleistung bei Vorverdichtung in Abhängigkeit von der Höhe.

höhen nicht über 10 km liegen, eine Steigerung der Leistung bis zur Volldruckhöhe erfolgt, für Gebläse mit Volldruckhöhen über 10 km tritt dagegen eine Steigerung der Leistung gegenüber dem Bodenwert nicht ein, dafür gewinnt man den Vorteil, die Motorkraft in größeren Höhen besser ausnützen zu können. So gibt z. B. der für 18 km Volldruckhöhe gebaute Verdichter

<sup>1)</sup> Der Knick in der Schaulinie 5 rührt von dem Umstand her, daß der Wirkungsgrad des Verdichters oberhalb 10 km Höhe nicht ganz so groß ist wie unterhalb dieser Grenze.

in dieser Höhe kaum mehr als 50% der Bodenleistung her, aber er ermöglicht immerhin noch einen Flugzustand, der vom Motor ohne Verdichter bereits in etwa 6 km Höhe überschritten wird. Je nach der Zweckbestimmung des Flugzeuges wird man daher die Konstruktion des Vorverdichters den Erfordernissen anzupassen haben, um den Kraftverbrauch möglichst rentabel zu gestalten. Da in größeren Höhen wesentlich höhere Fluggeschwindigkeiten und damit geringere Flugzeiten und verminderter Brennstoffverbrauch zu erzielen sind, ist die Frage der Konstruktion geeigneter Vorverdichter augenblicklich von besonderem Interesse für die wirtschaftliche Gestaltung des Weltflugverkehrs durch Ausnutzung größerer Flughöhen und für die Durchführung der in letzter Zeit rege betriebenen Stratosphärenforschung.

Für die Konstruktion geeigneter Vorverdichter sind noch eine Reihe anderer Fragen von maßgebender Bedeutung, insbesondere die des Gewichtes und der Kühlung. Eine Steigerung der Volldruckhöhe ist schon deswegen nur bis zu einer gewissen Grenze möglich, weil die Größe und damit das Gewicht des Gebläses mit wachsender Volldruckhöhe sehr rasch steigt. Diese Grenze liegt aber am Rande der heute überhaupt erreichbaren Höhen bei etwa 20 km. Wichtiger ist die Frage der Kühlung. Bei Berücksichtigung der Änderung aller thermischen Zustandsgrößen, der Dichte, des Druckes und der Temperatur ergibt sich ein ziemlich rascher Abfall der Luftkühlwirkung mit der Höhe, während die Wasserkühlwirkung anfänglich zunimmt und erst von 10 km Höhe an und dann weniger stark abnimmt. Da aber gerade bei Volldruckhöhen bis zu 10 km eine Steigerung der Leistung erfolgt, wie wir gesehen haben, ist für den Flug in diesen Höhen ein Verzicht auf den luftgekühlten Sternmotor und eine Rückkehr zum älteren wassergekühlten Reihenmotor kaum zu umgehen.

Bei Verwendung von Abgasturbinen — das bisher Gesagte galt für mechanisch angetriebene Gebläse — verschieben sich die Leistungsverhältnisse. Eine Leistungssteigerung wird bis etwa 11 km Höhe erreicht, der dann einsetzende Leistungsabfall ist aber viel steiler als bei Verwendung mechanisch getriebener Gebläse. Eine Kombination der Abgasturbine mit diesem, wobei die erste im Bereiche der unteren 10 km, das andere darüber Verwendung finden müßte, dürfte daher einer Weiterentwicklung des Höhenfluges förderlich sein.

## 21. Aufbau und Anordnung der Motoren.

Dem allgemeinen Aufbau nach zerfallen unsere Flugmotoren in zwei Hauptgruppen: die Reihenmotoren und die Sternmotoren. Bei dem Reihenmotor liegen die Zylinder in einer oder in mehreren in Flugrichtung verlaufenden Reihen hintereinander. Beim Sternmotor sind die Zylinder sternförmig um die Motorachse herum angeordnet. Reihenmotoren sind meist flüssigkeitsgekühlt, doch ist es in neuerer Zeit gelungen, auch luftgekühlte Reihenmotoren betriebssicher herzustellen. Die Sternform der Motoren eignet sich besonders zur Luftkühlung der Zylinder.

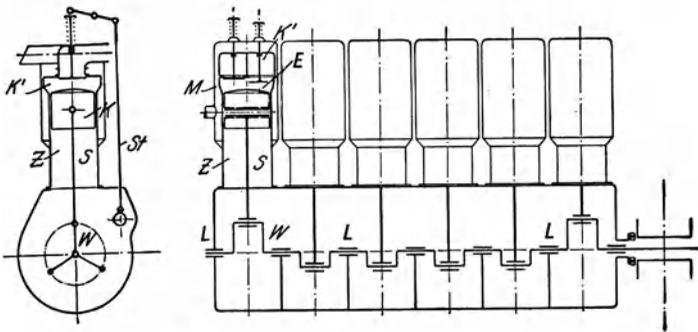


Abb. 94. Aufbau eines 6-Zylinder-Standmotors.

Früher verwendete man auch viel sternförmige Motoren, bei denen der Zylinderstern mit darauf befestigter Luftschraube um die Kurbelwelle lief (Gnôme Motor), oder bei denen sich Kurbelwelle und Luftschraube in der einen Richtung, Zylinder und Gehäuse in der entgegengesetzten Richtung drehen (Siemens-Motor). Dem Hauptvorteil der Umlaufmotoren, der günstigen Luftkühlung, stehen aber eine Reihe von Nachteilen gegenüber, z. B. schlechte Drehzahlregelung, Auftreten von Kreiselkräften im Kurvenflug, so daß man diese Bauart fast ganz verlassen hat, nachdem es einmal gelungen war, Standmotoren einwandfrei durch Luft zu kühlen.

Abb. 94 läßt den Aufbau eines Reihenmotors mit sechs nebeneinander angeordneten Zylindern erkennen. Die linke Figur ist ein Querschnitt, der das Innere eines Zylinders und des Gehäuses zeigt, die rechte im ganzen eine Längsansicht, nur der

erste Zylinder und das Gehäuse sind wieder aufgeschnitten. Einen etwas vergrößerten und durch mehrere andere Motorteile ergänzten Querschnitt durch einen Zylinder und das Gehäuse zeigt Abb. 95. Wir sehen zunächst in beiden Bildern der Abb. 94 den schon früher erwähnten, mit *Z* bezeichneten Zylinder, in dem der Kolben *K* hin und her läuft. Der Kolben selbst ist links in Ansicht, rechts im Schnitt dargestellt, und beidemal, wie auch in Abb. 95, in seiner höchsten Stellung oder im „oberen Totpunkt“

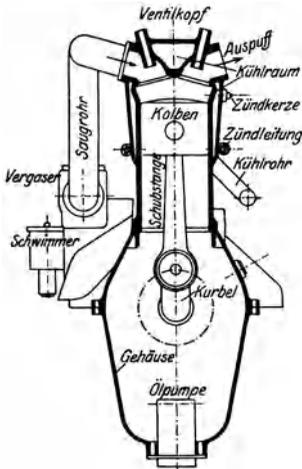


Abb. 95. Anordnung der wichtigsten Motorteile.

(Umkehrpunkt) angenommen. Man kann sich vorstellen, daß eben, mit einem Abwärtsgehen des Kolbens, der Viertakt beginnt. Das eine Ventil *E* (das rechte in der rechtsstehenden Abb. 95) ist schon geöffnet; hier strömt das Gasluftgemisch während des jetzt einsetzenden ersten Taktes, des Saughubes, in den Verbrennungsraum. Der Kolben trägt an einem Zapfen, der in der Figur rechts in seiner ganzen Länge zu sehen ist, eine „Schubstange“ *S*. Diese ist in den beiden Bildern der Abb. 94 lediglich durch einen einfachen Strich angedeutet. Das andere Ende der Schubstange greift in einen der sechs Arme (in eine „Kröpfung“) der Kurbelwelle *W* ein, die siebenmal, nämlich zwischen je zwei Zylindern und an den äußeren Enden, in Lagern *L* gestützt wird. Der Hin- und Hergang der sechs Kolben überträgt sich so unter Vermittlung der Schubstangen in eine drehende Bewegung der einen Welle *W* (vgl. dazu auch Abschn. 22 b).

Der Zylinder *Z* endet oben in einem Zylinderkopf oder Ventilkopf *K'*, der die Einlaß- und Auslaßventile trägt. In Abb. 95, die eine etwas andere Ventilanordnung als Abb. 94 zeigt, erkennt man links die Zuleitung zum Einlaßventil, die als Saugleitung bezeichnet ist. Sie beginnt im „Vergaser“, der dazu dient, das flüssige Benzin zu zerstäuben und mit Luft zu durchsetzen (Abschn. 22 d). Zum Vergaser gehört auch der „Schwimmer“, der den Zustrom des flüssigen Benzins regelt.

Das Auspuffventil führt zu einer Auspuffleitung, die in unseren Zeichnungen nicht näher angedeutet ist.

Den oberen Teil des Zylinders, den Teil nämlich, der von dem abwärtsgehenden Kolben freigegeben wird und damit den eigentlichen Arbeits- oder Verbrennungsraum bildet, zeigen die Abb. 94 und 95 von einem Kühlmantel *M* umgeben, der den in Abb. 95 deutlich sichtbaren Kühlraum um den Zylinder herum abschließt. In diesen Kühlraum wird durch die Kühlrohrleitung ständig kaltes Wasser eingeführt, das einen Teil der durch die Verbrennung entstandenen und auf den Zylinder übertragenen Wärme aufnimmt und, dadurch um einige Grade erwärmt, wieder abfließt. Über die Notwendigkeit und die Bedeutung dieser Kühlung sprechen wir noch in Abschnitt 22f. Sie ist ein Kennzeichen der sog. „wassergekühlten“ Motoren im Gegensatz zu den „luftgekühlten“.

In Abb. 95 sind noch angedeutet: Zündkerze und Zündleitung, deren Aufgabe es ist, im richtigen Zeitpunkt, also nach Beendigung der Verdichtung, das Gemisch im Zylinder zur Verbrennung zu bringen (vgl. Abschn. 22e); dann die Ölpumpe, am tiefsten Punkt in das Gehäuse eingebaut, dazu bestimmt, an alle gleitenden Teile ständig Schmieröl heranzubringen (vgl. Abschn. 22g). In Abb. 94 findet man noch die mit *St* bezeichnete Steuerstange, die von einer unten liegenden Hilfswelle aus die Ventilbewegung regelt (vgl. Abschn. 22c).

Der Reihenmotor hat nicht immer die einfache und verbreitetste Anordnung, die in Abb. 94 vorausgesetzt wurde. Wenn die verlangte Leistung größer wird und in sechs Zylindern nicht mehr untergebracht werden kann, geht man zu mehrreihigen Anordnungen über. Die gebräuchlichste Form ist dann die des V-Motors, Abb. 96, der aus dem einfachen Reihenmotor durch Verdoppelung der Zylinderzahl und ent-

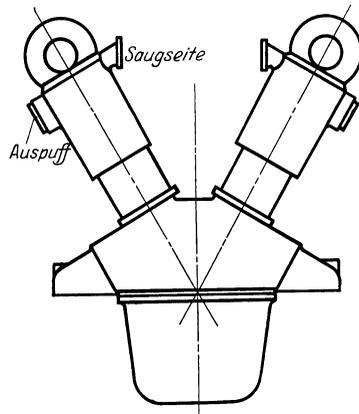


Abb. 96. V-Motor.

sprechende Neigung der Zylinderachsen hervorgeht. Der Winkel der beiden Zylindermittlebenen liegt zwischen  $40^{\circ}$  und  $90^{\circ}$ ; alle zwölf Kolben arbeiten auf dieselbe Kurbelwelle. Zu einer

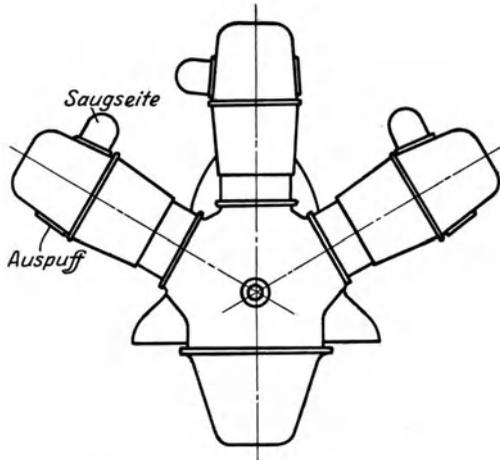


Abb. 97. W-Motor.

weiteren Vergrößerung der Leistung gelangt man durch Verdreifachung des einfachen Reihenmotors in der sog. W-Form, die

Abb. 97 andeutet. V- und W-Motoren werden gelegentlich auch mit 2 bzw. 3 mal 4 Zylindern ausgeführt. Eine seltene Anordnung stellt der X-Motor mit 4 mal 4 Zylindern dar, dessen Quersicht in Abb. 98 erkennbar ist. Naturgemäß machen derartige Anhäufungen von Zylindern gründliche Wasserkühlung erforderlich.

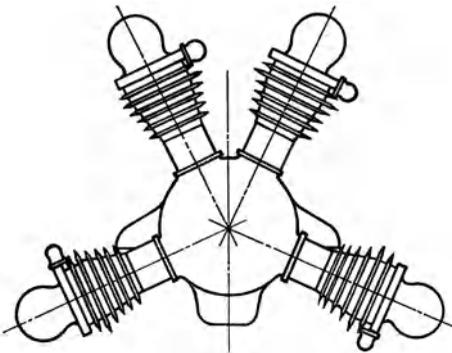


Abb. 98. X-Motor.

Abb. 99 zeigt neun im Kreise liegende Zylinder, deren Kolben vermittelt der Schubstangen auf die im Mittelpunkt liegende Welle einwirken. Die Zylinder sind zur Erhöhung der

Kühlwirkung mit Kühlrippen versehen. Die Kühlwirkung wird um so größer, je höher die Geschwindigkeit der an den Zylindern vorbeiströmenden Luft ist. Man verkleidet heute die Motoren vollständig mit einer Haube und verengt nach Möglichkeit in der Umgebung der zu kühlenden Zylinderschäfte und Köpfe den Querschnitt für die durchtretende Kühlluft. Man erreicht so mit geringen durchtretenden Luftmengen hohe Kühlwirkungen und einen geringen schädlichen Widerstand des Motors.

Für große Leistungen wird auch die Doppelsternanordnung angewendet. Der Motor erhält dadurch einen kleineren Durchmesser und hat einen geringeren schädlichen Widerstand als ein Sternmotor gleicher Leistung mit einfachem Stern. Abb. 100 zeigt einen Sternmotor mit 2 mal 9 Zylindern.

In Zahlentafel 7 sind die wichtigsten Zahlen für eine Auswahl von 23 deutschen und ausländischen Flugmotoren zusammengestellt.

Die Motoren sind nach ihrer Stärke geordnet. Von den zwei Buchstabenbezeichnungen, die in der ersten Spalte unter dem

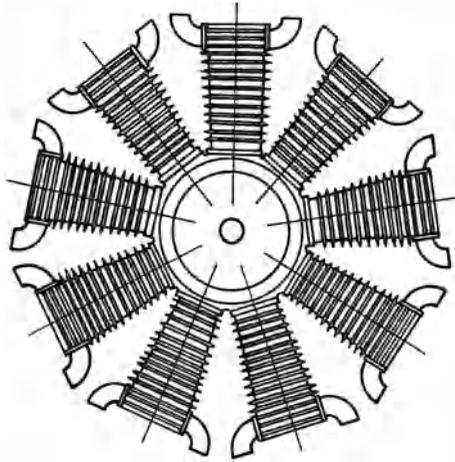


Abb. 99. Einkranz-Sternmotor.

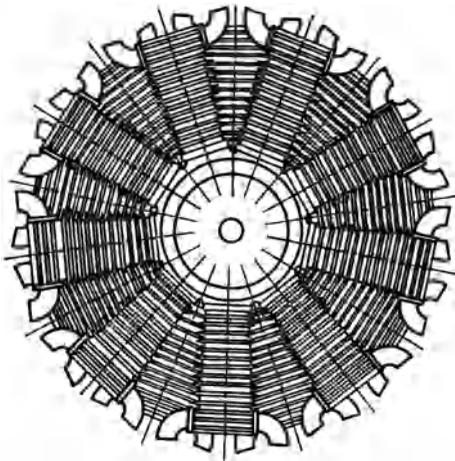


Abb. 100. Doppelkranz-Sternmotor.

**Zahlentafel 7.**  
Abmessungen, Leistungen und Verbrauchszahlen einiger Flugmotoren.

Hersteller und Type des Motors	Zylinder			Hubraum l	Drehzahl/Minute	Nennleistung PS	Gewicht kg	Verdichtungsgrad	Leistung/ Liter Hubraum	Mitteldruck kg/cm <sup>2</sup>	Gewicht kg/PS	Verbrauch		Abmes- sungen	
	Zahl	Durch- messer mm	Hub mm									Brenn- stoff g/PS-Std	Öl g/PS-Std	Länge mm	Breite mm
1 Hirth HM 504 (Deutschland) L R	4	120	105	4,0	2300	85	108	6,0	21,2	8,3	1,27	238	5	950	500
2 Siemens SH 14 A (Deutschland) L ST	7	108	120	7,7	2075	130	125	5,3	17,0	7,4	0,96	250	8		
3 Armstrong Siddeley (England) „Genet Major“ L ST	7	108	114	7,3	2200	145	139	5,0	20,0	8,2	0,96		12		
4 Argus AS 10 C (Deutschland) L V-Form	8	120	140	12,7	1880	210	192	5,9	16,5	7,9	0,91	235	8	1000	1018
5 Hirth HM 8 U (Deutschland) L V-Form	8	105	115	8,0	3000	225	150	6,5	28	8,5	0,67	235	14		
6 Salmson (Frankreich) L ST	9	125	170	18,79	1700	230	265	5,4	12,2	6,48	1,15	245	10		
7 Maybach (Deutschland) W R	6	165	180	28,10	1400	245	400	6,1	10,6	6,85	1,63	215			
8 Armstrong Siddeley (England) „Cheetah“ VI L ST	7	138	139	13,70	2100	275	286	5,2	20,0	8,6	1,04				

9	Renault „Coupe Deutsch“ (Frankreich)	L R	6	110	140	7,95	2900	300	145	6,2	38,0	11,7	0,49		
10	Fiat, Turin (Italien)	W R	6	160	180	21,72	1600	310	340	4,7	14,3	8,05	1,09	255	
11	Junkers Juno 5 (Deutschland) Diesel	W R	6	105	2 × 160	16,6	1980	420	495	14,0	25,0	11,5	1,18	160	10
12	Isotta Fraschini (Italien)	L V-Form	12	125	140	20,60	2200	420	315	5,4	20,4	8,34	0,75	220	18
13	Curtiss (Amerika)	W V-Form	12	114	152	18,60	2300	435	309	5,3	23,4	9,15	0,71	240	5
14	BMW „Hornet“ (Deutschland)	L ST	9	155	162	27,70	1800	450	350	5,0	16,2	8,2	0,78	250	10
15	Praga (Tschechosl.)	W V-Form	12	140	170	31,40	1800	550	488	7,5	17,5	8,56	0,89	202	2
16	Pratt & Whitney S-1 H-1 G	(Amerika) L ST	9	146	146	22,0	2200	550	398	6,0	25	10,2	0,72		
17	BMW VI (Deutschland)	W V-Form	12	160	200	46,9	1460	630	535	6,0	13,5	8,3	0,85	235	12
18	Rolls-Royce (Amerika)	W V-Form	12	140	190	35,09	1900	665	635	6,5	19,0	8,98	0,96	220	8
19	Gnome-Rhone (Frankreich) Mistral Major K 14 L 2ST		14	146	165	38,7	2300	780	520	5,5	20,0	8,0	0,67		
20	Packard Motor Comp. (Amerika)	W V-Form	12	162	165	40,79	2000	800	549	5,7	19,6	8,83	0,69	240	11
21	Napier (England)	W X-Form	16	158,8	190,5	60,35	1790	1000	1100	5,3	16,6	8,33	1,11	228	
22	Hispano Suiza. (Frankreich)	W W-Form	18	150	170	54,06	2000	1000	540	6,2	18,5	8,32	0,54	220	5
23	Napier Sons (England)	W W-Form	12	140	150	24,00	3600	1275	512		53,1	8,85	0,40	1650	950

Firmennamen angegeben sind, weist der erste auf die Kühlung hin: W = Wasserkühlung, L = Luftkühlung; der zweite zeigt die Zylinderanordnung an: R = Reihen-, St = Sternmotor, V, W, X = Stellung der Zylinder. Es folgen in den nächsten vier Spalten die Angaben über Zahl, Durchmesser und Hublänge der Zylinder, sowie die aus diesen Werten berechnete Größe des gesamten Hubraumes. In der sechsten und siebenten Spalte sind die von den Herstellern als „normal“ bezeichneten Werte der Drehzahl und der Leistung angeführt. Diese Zahlen, namentlich die der Leistung, sind natürlich sehr unsicher. Zwei Motoren der gleichen Type weichen, wenn sie auf der Bremse geprüft werden, oft bis zu 10 vH in ihren Leistungen voneinander ab, auch wenn man sich bemüht, die Betriebsverhältnisse möglichst gleich zu halten. Meist liegt die durchschnittliche Leistung etwas höher als die „Nennleistung“, deren Erfüllung von den Herstellern garantiert wird. Noch viel unzuverlässiger sind die Angaben über das Gewicht, die in die achte Spalte aufgenommen wurden. Hier wären wohl die Schwankungen innerhalb einer Serie gleicher Motoren geringer, allein die Abgrenzung dessen, was „noch zum Motor gehört“, ist eine recht strittige — trotz aller Normungsbestrebungen. Soweit die Unterlagen genau genug waren, wurde darauf geachtet, daß Propellernaben mitgerechnet, Auspuffrohre dagegen nicht mitgerechnet wurden. Kühler und Kühlwasserleitungen, außer denen zwischen den Zylindern, sind niemals zum Motorgewicht gezählt worden. Die Angaben über den Verdichtungsgrad (siehe Abschn. 18, Schluß) in der neunten Spalte, können im allgemeinen als genau gelten. Die Zahlen der drei nächsten Spalten sind aus denen der früheren durch Rechnung abgeleitet. Die beiden letzten Spalten enthalten in den Zahlen des Benzin- und Ölverbrauches pro PS-Stunde wieder Angaben, über deren Unsicherheit ähnliches gilt, wie über die von Nennleistung und Gewicht. Besonders der Ölverbrauch einer Motortype ist oft nur sehr schwer feststellbar und starken Veränderungen aus den verschiedensten Gründen unterworfen. Die beiden letzten Spalten enthalten die beiden Hauptabmessungen des Motors, Länge und Breite, soweit diese zugänglich waren.

Die in der Zahlentafel aufgeführten Motoren sind bis auf einige wenige Ausnahmen Typen der letzten drei bis vier Jahre.

Es sind auch einige etwas ältere Motortypen in die Tabelle aufgenommen, weil es lehrreich ist, durch Vergleich ihrer Daten mit denen neuerer Konstruktionen sich über den Fortschritt der Motortechnik zu unterrichten. Kennzeichnend für die Entwicklung der Motoren sind vor allem vier Angaben: Hubraum, Hubraumleistung, Mitteldruck und Gewicht pro PS. Die effektive Leistung eines Motors, die auch von seiner Zylinderzahl abhängt, kann natürlich nicht ein Maß seiner Güte sein. Dagegen sind die Angaben des Mitteldruckes, der Hubraumleistung und des Gewichtes pro PS für die Beurteilung eines Motors von großer Wichtigkeit; je größer die erstgenannten und je kleiner die letzte dieser Zahlen ist, um so günstiger wird im allgemeinen der Motor zu nennen sein. Man erkennt bei Durchsicht insbesondere der Spalten 10 und 12, daß die mit den laufenden Nummern 7 und 21 versehenen Motoren ältere Konstruktionen sind: als beste Konstruktionen erweisen sich nach diesen Gesichtspunkten die Motoren Nr. 3 Armstrong Siddeley (England), Nr. 12 Isotta Fraschini (Italien), Nr. 13 Curtiss (Amerika), Nr. 18 Rolls Royce (Amerika), Nr. 19 Gnôme Rhone (Frankreich), Nr. 20 Packard Motor Company (Amerika), Nr. 22 Hispano Suiza (Frankreich). Wie aus der drittletzten Spalte hervorgeht, liegt der Ölverbrauch luftgekühlter Motoren im Durchschnitt sehr viel höher, als der mit Wasserkühlung ausgerüsteten. — Es wäre aber falsch, die Güte eines Motorfabrikates allein nach den angegebenen Zahlen beurteilen zu wollen; die „Papierform“ des Motors kann nie maßgebend sein ohne die Erfahrungen, die mit dem Motor während des Fluges gemacht werden.

Alle in der Zahlentafel vertretenen und vorher besprochenen Motorbauarten haben sich im Flugbetrieb bewährt, ohne daß die eine oder andere sich den übrigen gegenüber als allgemein überlegen erwiesen hätte. Der flüssigkeitsgekühlte Reihenmotor hat im allgemeinen wegen der geringeren Stirnfläche und guten Verkleidungsmöglichkeit einen geringeren schädlichen Widerstand aber ein höheres Einheitsgewicht als der luftgekühlte Sternmotor. Doch ist es möglich, durch Doppelsternanordnung und geschickte Verteilung der Kühlluft den schädlichen Widerstand des Sternmotors auf vergleichsweise ebenso günstige Werte herabzudrücken wie sie sich für den flüssigkeitsgekühlten Reihenmotor ergeben. Schließlich sind in letzter Zeit, wie schon erwähnt,

auch luftgekühlte Reihenmotoren verwendet worden. Bei der Wahl des Motors kommt es auch sehr auf die besonderen Einbauverhältnisse an, ob z. B. Einbau im Flügel oder im Rumpf, ob der Rumpf breit oder schmal, so daß auch aus diesem Grunde nicht die eine Motorart vor der anderen allgemein zu bevorzugen ist.

## 22. Einzelteile der Motoren.

Einigen Einblick in das Wesen der Flugmotoren und in die Schwierigkeiten, die mit dem Bau guter Motoren verbunden sind, erhält man erst, wenn man wenigstens auf die wichtigsten Einzelteile des Motors und die Gesichtspunkte, die ihre Konstruktion beherrschen, etwas eingeht. Man wird dann erkennen, welch großer Schatz an konstruktiven und technologischen Erfahrungen und Überlegungen im Motorbau verwertet wird. Während ein Flugzeug auch heute noch mit verhältnismäßig einfachen Einrichtungen und fast ganz auf Grund der Nachahmung bewährter Vorbilder gebaut werden könnte (wenn auch in dieser Weise gewiß nicht vorbildliche Typen entstehen), hat die Herstellung eines betriebsfähigen Motors eine hochentwickelte und wissenschaftlich vertiefte Technik zur Voraussetzung. Die Zahl der Motorfabriken und die der verschiedenen Motortypen ist daher auch bedeutend geringer als die Zahl der Flugzeugwerkstätten und der Flugzeugmuster. Mit dem Fortschreiten der Luftfahrttechnik gleicht sich allerdings dieser Gegensatz aus, in dem Sinne, daß sich auch die Flugzeug-Herstellung den Gesichtspunkten des rationellen Maschinenbaues immer mehr anpaßt.

Die wesentlichsten Motorteile, von denen wir jetzt sprechen wollen, sind Zylinder und Kolben, die Glieder des Kurbelgetriebes, Ventile und Steuerung, Vergaser und Zündung, schließlich die Einrichtungen zur Kühlung und Schmierung.

a) Zylinder und Kolben. Der Rauminhalt der Motorzylinder ist, wie in Abschnitt 19 gezeigt wurde, durch die Größe der Motorleistung und der Drehzahl bestimmt. Es bleibt nur noch offen, auf wie viele Zylinder man den Rauminhalt zu verteilen und in welchem Verhältnis man den Durchmesser (Bohrung) und Hub der Zylinder zu wählen hat. Vom Standpunkt der Wärmemechanik ist größerer Hub auf kleinere Bohrung günstig, etwa 1,5 : 1, doch wählt man in der Regel, mit Rück-

sicht auf die mit dem Hub stark wachsenden Massenkräfte der rotierenden und der schwingenden Teile, den Hub im Verhältnis zur Bohrung nicht ganz so groß. Wie weit man mit der Bohrung gehen kann, hängt in erster Linie von der Kolbenkonstruktion ab; durch die obere Grenze für den Durchmesser bestimmt sich dann die erforderliche Anzahl von Zylindern. (Reihenmotoren haben in der Regel 6 oder 12, seltener 8 Zylinder). Mit der Normalleistung pro Zylinder pflegt man nicht über 50 oder höchstens 60 PS hinauszugehen; in der Regel liegt sie heute zwischen 35 und 45 PS.

Baustoff der Zylinder war früher meist Gußeisen, seltener Stahl, weil Stahl auf Stahl laufend sehr leicht verreibt. Erst seit der heute immer allgemeiner werdenden Verwendung der Aluminiumkolben hat sich der Stahl als Baustoff für den Zylinderlaufmantel durchgesetzt. Die Kühlmäntel (*M* in Abb. 94) der Zylinder sind selten aus Gußeisen, meist aus Blech, früher aus Kupfer- oder Nickelblech, jetzt aus Flußeisenblech oder Aluminium. Luftgekühlte Zylinder erhalten zur Verbesserung der Wärmeableitung Kühlrippen am äußeren Umfang und werden in der Regel mit diesen Rippen aus dem Vollen herausgearbeitet. Das Anbringen von Rippen an Zylindern oder Heizkörpern (Zentralheizungen) bewirkt, wie man weiß, eine nicht unbedeutliche Vergrößerung der Oberfläche und, da die Wärmeableitung und die Wärmeausstrahlung eines Körpers der Größe seiner Oberfläche proportional ist, eine verstärkte Kühlung des betreffenden Körpers. Einen Querschnitt durch einen solchen Zylinder zeigt Abb. 101. Besondere Aufmerksamkeit erfordert die Ausbildung der Zylinderköpfe (*K'* in Abb. 94), in denen die Ventilsitze, die Öffnungen für die Zündkerzen und die Anschlüsse der Saug- und Auspuffleitung liegen. Bei den meisten größeren Bauarten werden die Köpfe als besondere Guß- oder Preßstücke hergestellt und mit dem Zylinder verschraubt und verschweißt.

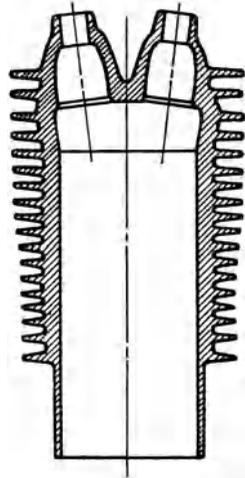


Abb. 101. Motorzylinder mit Kühlrippen für Luftkühlung.

Eine der größten Schwierigkeiten beim Bau der Flugmotoren bildet der Umstand, daß die ganze Wärme der Verbrennung unmittelbar auf den Kolbenboden wirkt, der selbst nicht leicht gekühlt werden kann, sondern die überschüssige Wärme erst an seinen Umfang ableiten muß, wo sie in das Kühlwasser bzw. die Kühlrippen des Zylinders strömt. Diese Ableitung muß sehr rasch erfolgen, um eine übermäßige Erhitzung des Kolbenbodens zu vermeiden. Die früher allgemein verwendeten Eisen- und Stahlkolben genügten ihrer nicht großen Leitfähigkeit wegen dieser Forderung nur sehr ungenügend, weswegen man auch mit dem Kolbendurchmesser über eine gewisse Grenze, etwa 130 bis 140 mm, nicht hinausgehen konnte. Alle Motoren mit wesentlich größerer Bohrung haben versagt. Später ist es gelungen, eine Aluminiumlegierung von hinreichender Festigkeit zu erzeugen, und da das Aluminium bei geringerem Raumbgewicht eine mehr als viermal so gute Wärmeleitfähigkeit wie Stahl und Eisen besitzt, ist man jetzt imstande, Motoren mit größerer Bohrung herzustellen. Die Abdichtung der Kolben erfolgt in der Regel durch eine Reihe von Kolbenringen, die sich elastisch an den Zylindermantel anpressen.

Die aus Aluminiumlegierungen hergestellten Kolben haben jedoch den Nachteil, daß sie wegen des hohen Ausdehnungskoeffizienten des Aluminiums einen größeren Spielraum, ein größeres Kolben„spiel“ haben müssen als Gußeisenkolben, und daher leicht sehr geräuschvoll mit „Schlag“ arbeiten. Da Aluminium außerdem ein weiches Metall ist, führt dieses Schlagen des Kolbens zu schnellerer Abnutzung. Man kann diese Schwierigkeiten weitgehend vermindern, indem man den Kolbenboden allein aus der Aluminiumlegierung herstellt, für die übrigen tragenden Teile dagegen auch weiterhin Gußeisen benutzt.

Der Wärmeableitung sind allerdings auch gewisse Grenzen gesetzt, will man ein Maximum an Wirkungsgrad erreichen. Denn es zeigt sich, daß die Wirksamkeit des als Schmiermittel verwendeten Öles von der Temperatur der Zylinderwände, an denen es haftet, in dem Sinne abhängt, daß bei höheren Temperaturen die Reibung des Kolbens stark vermindert, also der Wirkungsgrad des Motors erhöht wird.

Eine weitere Schwierigkeit, die bei der Herstellung von Kolben sehr beachtet werden muß, beruht darauf, daß das an den Kolbenwänden haftende Öl in den Verbrennungsraum tritt und

durch Verunreinigung und Verölung der Zündkerzen und der Zylinderwände Anlaß zu Detonationen und zu Frühzündungen gibt. Die Kolbenringe wirken nämlich wie eine Pumpe, indem sie beim Auf- und Abgang des Kolbens sich elastisch abwechselnd gegen die Unter- und gegen die Oberseite ihrer Nuten legen. Man kann den Öldurchtritt nur so verhindern, daß man die Ringe möglichst genau in die Nuten einpaßt und durch Einbohrungen unter dem letzten Kolbenring dem Öl ausreichende Abflußmöglichkeit verschafft.

In letzter Zeit scheint sich, namentlich in England, ein grundsätzlich neuer Kolbentyp insbesondere für große Motoren durchzusetzen, der viele Vorzüge in sich vereint und die angedeuteten Nachteile, die man bei den bisher ausschließlich verwendeten Kolben der Gleitschuhbauart in Kauf nehmen mußte, vermeidet. Die Bauart des Kolbens mit Gleitschuhen (s. Abb. 102) hat den Vorzug, daß durch die Gleitschuhführung viel an Länge in der Richtung der Längsachse des Kolbens gespart wird, und dieser aus der Dimensionierung erwachsende Vorteil mag ihr in der Entwicklung der Motoren den Vorzug gegeben haben. Die neue

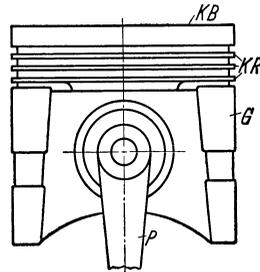


Abb. 102. Kolben der Gleitschuhbauart.

Kolbenbauart (sogenannter Kreuzkopfkolben), der sich wieder mehr der klassischen Kolbenform der Dampfmaschine angleicht und in der Abb. 103 wiedergegeben ist, besteht aus dem Kolbenboden (KB) mit den Kolbenringen, an den ein rohrförmiger Schaft (KS) anschließt; auf diesen wird unten mittels einiger Schraubenbolzen die Kreuzkopfhülse (KH) aufgesetzt, die in einer besonderen Zylinderführung (ZF) läuft. Diese Konstruktion bietet wesentliche Vorteile gegenüber der Gleitschuhbauart. Vor allem ermöglicht die Trennung des Kolbens und des Kreuzkopfes eine getrennte Ölbehandlung und damit Ölersparnis und sauberes Arbeiten des Kolbens. Außerdem läuft der Kreuzkopfkolben ohne Schlag, da das Spiel der Kreuzkopfhülse in der Führung ihrer geringen Temperatur wegen niedrig bemessen werden kann, und mit sehr geringen Reibungsverlusten, so daß die Zylinderwände weitgehend geschont und ein Fressen der Kolbenringe verhindert wird. Diesen Vorteilen des Kolbens steht als Nachteil eigentlich

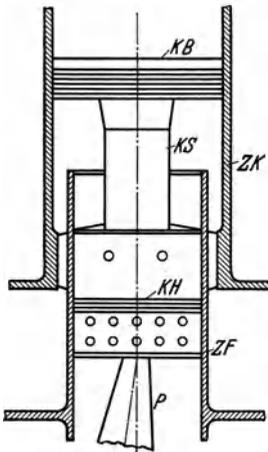


Abb. 103. Kolben mit Kreuzkopf-Führung.

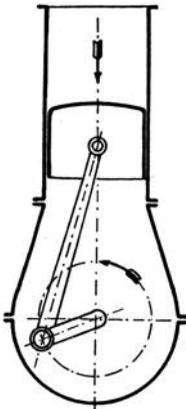


Abb. 104. Kurbelgetriebe.

nur der Umstand gegenüber, daß die Längsdimensionen des Zylinders um etwa  $\frac{2}{3}$  der Hubhöhe vergrößert werden, also auch dessen Oberfläche und Gewicht.

b) Kurbelgetriebe. Das mechanische Getriebe der Standmotoren ist, wie schon erwähnt, das sog. Schubkurbelgetriebe (Abb. 104). Der im Zylinder hin und her gehende Kolben treibt unter Vermittlung der Schub- oder Pleuelstange (*S* in Abb. 94) die in festen Lagern rotierende Kurbelwelle (*W* in Abb. 94) an. Da die Flugmotoren durchwegs mehrzylindrig sind, liegt ein zusammengesetztes Schubkurbelgetriebe vor, d. h. mehrere (in der Regel sechs) Schubstangen greifen an den Ausladungen (Kröpfungen) der einen Kurbelwelle an (vgl. Abb. 94 u. 105). Die Kröpfungen sind beim 6-Zylinder-Motor um je  $120^\circ$  gegeneinander versetzt, je zwei stehen also parallel. Die Steuerung und Zündung ist so eingerichtet, daß die von zwei parallel stehenden Kurbelarmen bedienten Zylinder immer entgegengesetzte Takte durchmachen; während z. B. der eine ansaugt, steht der andere gerade im Arbeitshub usf. Damit wird erreicht, daß während zweier ganzer Kurbelumdrehungen sich der Viertakt sechsmal derart abspielt, daß der Beginn jedesmal um ein Drittel Umdrehung verschoben ist; welche Bedeutung dies für die Wirksamkeit des Motors besitzt, zeigt folgende Überlegung.

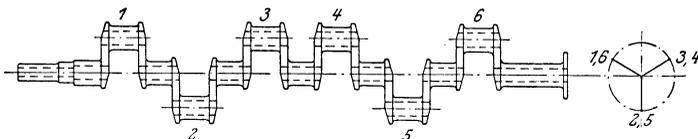


Abb. 105. Kurbelwelle eines 6-Zylinder-Standmotors.

Die Kraft, mit der ein Kolben den zugehörigen Kurbelarm durch Vermittlung der Schubstange antreibt, ist nur während des Arbeitshubes positiv, drei Viertel der Zeit aber negativ, wie dies Abb. 106 andeutet (vgl. auch das S. 134 über die Kolbenkraft Gesagte). Die Ordinaten dieser Linie stellen den auf die Kurbel von einer Schubstange ausgeübten sog. „Tangentialdruck“ dar, der sich in einfacher Weise aus dem Kolbenüberdruck rechnen läßt, die Abszissen geben die zugehörige Kurbelstellung während zweier aufeinander folgender Umdrehungen. (Dem oberen Totpunkt entsprechen die Winkel  $0^\circ$ ,  $360^\circ$  und  $720^\circ$ .)

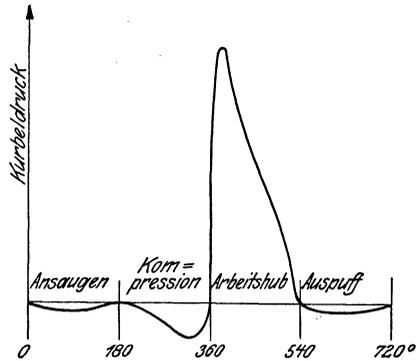


Abb. 106.

Kurbeldruck von einer Schubstange.

Dadurch nun, daß sechs in der Phase verschobene Kolbenkräfte ihre Wirkungen übereinanderlagern, entsteht das viel gleichmäßigere Bild der Kurbelkräfte, wie es Abb. 107 aufweist. Hier stellt die stark ausgezogene Linie die Summe der sechs einzelnen, in der Phase verschobenen Kurbeldruck-Anteile dar. Natürlich bewirken die immer noch übrigbleibenden Schwankungen der Drehkraft, daß die Drehbewegung der Welle und damit der Luftschraube keine ganz gleichförmige wird. Stehen die Schwankungen der Antriebskraft einmal fest, so hängt die Gleichförmigkeit der

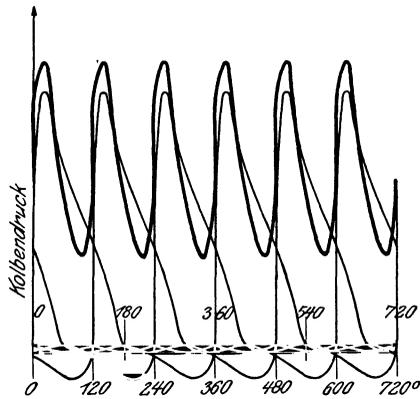


Abb. 107.

Kurbeldruck von sechs Schubstangen.

Drehung, die für den Wirkungsgrad des Propellers wichtig ist, noch von dem Verhältnis zwischen den rotierenden Massen einerseits, den schwingenden (Kolben und Schubstange) andererseits ab.

Manchmal wird das Kurbelgetriebe „desachsiert“, d. h. der Drehpunkt der Kurbel aus der Zylinderachse verschoben. Dies hat den Zweck, die Abnutzung der Zylinder- und Kolbenwände, die durch den quergerichteten Rückdruck der Schubstange entsteht, gleichmäßiger auf den Umfang der Zylinder zu verteilen. Die Richtung der Desachsierung muß natürlich mit der Drehrichtung umgekehrt werden.

Schubstange und Kurbelwelle sind äußerst hoch beanspruchte Konstruktionsteile und besonders durch die fortwährenden Erschütterungen, denen der Motor ausgesetzt ist, gefährdet. Die Zusammensetzung des Kurbelwellenmaterials muß auf das sorgfältigste erwogen werden. Sehr stark nickelhaltige Stahlsorten haben sich weniger gut bewährt als Stahl mit geringerem Nickelzusatz. Die Dimensionierung der Getriebeteile muß auf die Erschütterungen, die durch ungleiche Explosionen in den einzelnen Zylindern hervorgerufen werden, Rücksicht nehmen. Besondere Schwierigkeiten erwachsen in neuerer Zeit aus der sog. Schwingungsbeanspruchung. Die Kurbelwelle, wie auch jeder andere Getriebeteil, ist ein elastischer Körper, der bestimmter Eigenschwingungen fähig ist, wie etwa eine gespannte Klaviersaite. Wenn nun die Umlaufzahl des Motors mit einer der möglichen Eigenfrequenzen der Welle übereinstimmt, so tritt die bekannte Erscheinung der „Resonanz“ ein: Die Welle gerät in Schwingungen, die ein erhebliches Ausmaß annehmen können. Begreiflicherweise nimmt dabei ihre Festigkeitsbeanspruchung sehr zu und tatsächlich sind viele Kurbelwellenbrüche auf diesen Vorgang zurückzuführen.

c) Ventile und Steuerung. Zweck der Ventile ist das Freigeben und Verschließen des Verbrennungsraumes entsprechend den Bedingungen des Viertaktes. Die Bewegung der Ventile wird stets zwangsläufig von der Kurbelwelle aus geregelt, und zwar in der Weise, daß eine „Steuerwelle“ mit der halben Umdrehungszahl der Kurbelwelle bewegt wird (Abb. 108), die für jedes Ventil eine Nocke trägt und mit dieser auf das Ventilstange einwirkt. Dieses Gestänge besteht in dem einfachen Beispiel der Abb. 108 aus einem zweiarmigen Hebel, der mit dem einen Ende auf der Nocke aufruhet, und der Ventilstange, an der das zweite Hebelende angreift. Eine Spiralfeder, die in Abb. 108 im Schnitt zu sehen ist, drückt die Ventilstange

nach oben (das Ventil in Richtung gegen den Sitz) und sorgt so dafür, daß die Nocke mit dem einen Hebelende dauernd in Berührung bleibt. Andere Motoren haben die Steuerwelle unten neben der Kurbelwelle, so daß die Betätigung der Ventile durch Vermittlung sogenannter Stoßstangen (*St* in Abb. 94) erfolgt. Verlegt man jedoch die Steuerwelle nach oben (indem man die Bewegung durch zwei Kegelräderpaare und eine vertikale Hilfs-welle überträgt), so kann man eine größere Genauigkeit der Ventilbewegung erreichen.

Jeder Zylinder erhält mindestens ein Einlaß- und ein Auspuffventil; größere Motoren haben jedoch für den Auspuff, manchmal auch für das Ansaugen mehrere Ventile. Kennzeichnend für Flugmotoren (im Gegensatz zu vielen Automobilmotoren) ist, daß die Ventile stets oben liegen, damit das durch das Saugventil einströmende Frischgas unmittelbar auf den Kolbenboden auftrifft und diesen kühlt, wobei gleichzeitig eine günstige Gestaltung des Verbrennungsraumes erreicht wird.

Ein gut durchkonstruiertes Einlaßventil muß einer Reihe von Anforderungen genügen; so ist bei der Konstruktion aus wärmetechnischen Gründen sehr genau auf die Formgebung des Ventils zu achten, ferner zur Erzielung größerer Wirkungsgrade auf die Gestaltung der Nocke, die so geformt sein soll, daß sich das Einlaßventil langsam öffnet und schnell schließt, endlich auch darauf, daß das Gemisch beim Ansaugen in starke Wirbelung versetzt wird, wodurch man das Auftreten von Detonationen erschwert. Die Wirkungsweise des Auspuffventils ist eine weit größere.

d) Vergaser. Der Vergaser hat den Zweck, das Benzin zu zerstäuben, mit dem richtigen Ausmaß von Luft zu vermengen und dieses Benzin-Luft-Gemisch dem Ansaugventil zuzuführen. Die meisten Vergaser der Flugmotoren bestehen im wesentlichen aus einer Benzindüse, die 1 bis 2 mm Bohrung hat, und einer diese umgebenden Luftdüse von 20 bis 30 mm

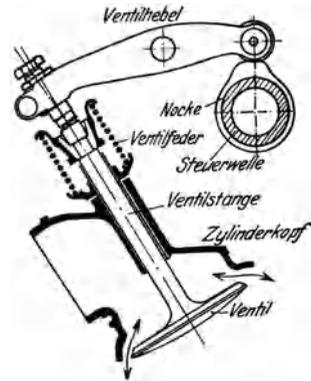


Abb. 108. Ventilsteuerung.

Durchmesser (Abb. 109). Die durch die Kolbenbewegung angesaugte Luft reißt, indem sie durch die Luftdüse strömt, das Benzin aus der Benzindüse mit, zerstäubt es und bildet das erforderliche Gemisch. Der Düse wird das Benzin aus dem Behälter unter Vermittlung eines Schwimmergehäuses zugeführt, durch das der Zuströmungsdruck dauernd unverändert erhalten wird. Die Hauptschwierigkeit besteht darin, bei den verschiedenen Umlaufzahlen des Motors, also bei verschieden starken Saugwirkungen, immer das richtige Verhältnis von Luft und Benzin zu bekommen. Hierfür gibt es verschiedene Lösungen; am häufigsten ist die Anordnung einer sog. Nebenluftöffnung, die entweder

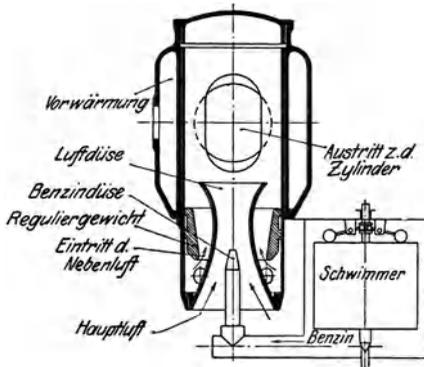


Abb. 109.

Schnitt durch einen Mercedes-Vergaser.

automatisch (Abb. 109) oder, bei älteren Konstruktionen, in Verbindung mit der Drosselklappe geregelt wird. Die Wirkungsweise ist folgende. Wenn die Umlaufzahl des Motors sinkt, so tritt weniger Luft in der Zeiteinheit in die Zylinder ein. Gäbe es nur die Hauptluftdüse, so würde die Durchgangsgeschwindigkeit in dieser im Verhältnis der Drehzahlen vermindert. Das hätte zur Folge, daß die Luft auf das

aus der Düse ausströmende Benzin nur noch sehr geringe Wirkung ausübt und die von einer bestimmten Luftmenge mitgenommene Benzinmenge stark herabgesetzt, ja bald auf Null gebracht würde. Nun ist es so eingerichtet, daß nur ein Teil der Luft bei normalem Betriebszustand durch die Hauptdüse geht und zur Förderung des Benzins herangezogen wird, während die übrige Luft durch eine Nebenöffnung eintritt. Zugleich mit der Drosselung des Motors wird die Nebenöffnung mehr und mehr verschlossen, so daß ein verhältnismäßig größerer Anteil der gesamten Luft die Benzindüse bestreichen muß. Der allmähliche Abschluß der Nebenluftöffnung erfolgt in dem Beispiel der Abb. 109 automatisch mit Hilfe eines ringförmigen Reguliergewichtes, das bei größerer Motordrehzahl durch die stär-

kere Saugwirkung angehoben wird, bei Verminderung der Drehzahl und der Saugwirkung langsam fällt. Eine zweite Konstruktion sieht ganz analog eine doppelte Zuführung von Brennstoff vor, und zwar in der Weise, daß eine Zusatzdüse, die unter dem Druck der Außenluft steht und aus dem Schwimmergehäuse unter natürlichem Gefälle gespeist wird, immer die gleiche Menge an Brennstoff liefert im Gegensatz zur Hauptdüse, die von den Schwankungen des Unterdruckes in der Luftdüse abhängig ist. Der Anteil der Hauptdüse an der gesamten Brennstoffabgabe nimmt daher mit wachsender Saugwirkung, d. h. bei Steigerung der Leistung, zu, während der Anteil der Zusatzdüse an der Gesamtabgabe abnimmt. Durch Feinregulierung kann man es nun gerade erreichen, daß diese beiden entgegengesetzten Einflüsse sich annähernd aufheben; auf diese Weise erzielt man eine gleichmäßige, von dem Betriebszustand des Motors nahezu unabhängige Brennstoffabgabe. Dieser Vergaser hat gegenüber dem erst erwähnten den Vorzug, daß er keine beweglichen und allzu empfindlichen Teile besitzt, wodurch ein einwandfreies, sicheres Arbeiten gewährleistet wird. Andere Vergaser-Konstruktionen bestehen z. B. darin, daß in die Benzindüse gleichzeitig mit der Drosselung des Motors eine feine Nadel eingeführt wird, die die Düsenöffnung in dem Maße verringert, das dem geringeren Bedarf an Brennstoff entspricht. Gelegentlich wird auch mit einer geeigneten Veränderung des Benzin-Zuströmungsdruckes gearbeitet. — Wie der Vergaser zum Zylinder und den anderen wesentlichen Motorteilen liegt, zeigt die früher besprochene Abb. 95.

Im Zusammenhang mit der Vergaserfrage tauchen immer wieder neue, zum Teil recht phantastische Vorschläge zur „Umwälzung“ des gesamten Flugmotorenbaues auf. Aber man muß sich stets vor Augen halten, daß Verbesserungen an den Flugmotoren in erster Linie konstruktiven bzw. Materialschwierigkeiten begegnen und nicht leicht durch grundsätzliche Änderungen in der Art der Brennstoffausnutzung erreichbar sind. Erst in weiter Ferne sieht man Möglichkeiten zu weitausgreifenden Reformen, etwa den Übergang zu Gasturbinen oder sogar Dampfturbinen mit kontinuierlicher Dampferzeugung durch Gasverbrennung usf.

e) Zündung und Anlasser. Alle Flugmotoren haben elektrische Zündung, die darin besteht, daß durch eine kleine vom

Motor betriebene Dynamomaschine, den sog. „Magnet“, elektrischer Strom hoher Spannung erzeugt wird, der den Zündkerzen im Zylinder in regelmäßiger Folge zugeführt wird. Jedesmal, wenn durch die umlaufende Verteilerscheibe des Magneten die Zündkerzen eines Zylinders angeschlossen werden, springt ein Funke zwischen den Polen der betreffenden Zündkerzen über. Kleinere Zylinder kommen mit einer Zündkerze aus, bei größeren muß man mehrere Zündkerzen anordnen, da in der kurzen Zeit, die für die Explosion zur Verfügung steht (Bruchteile eines Hundertstels einer Sekunde), sich der Funke sonst nicht über den ganzen Verbrennungsraum ausbreiten könnte. Aus ähnlichen Gründen werden die Zündkerzen auch in der Regel nicht am Zylinderende, sondern so angeordnet, daß die Funkenentladung etwa in der Mitte des Verbrennungsraumes vor sich geht. Auf diese Weise vermeidet man am ehesten Detonationen, die stets dann auftreten, wenn die Geschwindigkeit der Entflammung, d. h. der Flammenausbreitung, nach der Zündung zu groß wird. Da aber die Entflammung sich mit wachsender Geschwindigkeit durch den Verbrennungsraum fortpflanzt, werden die Endgeschwindigkeiten dann am kleinsten, wenn die Zündkerzen möglichst in der Mitte des Verbrennungsraumes angebracht sind. Zündmagnete und Zündkerzen sind Sondererzeugnisse, die in wenigen Typen unabhängig von den Motorbauarten hergestellt werden.

Um einen Flugmotor in Gang zu setzen, ist ein besonderer Anlaßmagnet erforderlich, d. i. eine kleine Dynamomaschine, die von Hand aus in Bewegung gesetzt wird und noch bei stehendem Motor Zündfunken in den Kerzen erzeugt. Aber auch mit einem solchen Anlaßmagnet ist das Inbetriebsetzen noch zuweilen sehr schwierig, da ein Benzin-Luft-Gemisch nur dann explosibel ist, d. h. unter dem Einfluß eines Funkens in rasche Verbrennung übergeht, wenn das Verhältnis zwischen Benzin und Luft ziemlich genau gewisse Grenzen einhält. Die Grenzen des Benzin-Luft-Verhältnisses, bei dem auf Explosion mit einiger Sicherheit zu rechnen ist, sind rund 1:9 bis 1:16. Nach der oben gegebenen Beschreibung der Wirkungsweise eines Vergasers ist aber klar, daß dieser erst während des normalen Motorlaufes richtig arbeiten kann. Es sind daher besondere Einrichtungen erforderlich, um ein entzündbares Gemisch schon in die

Zylinder einzubringen, bevor noch der Motor in Gang ist. Mitunter verwendet man sog. Azetylenanlasser, das sind Pumpen, die für den Anfang ein leicht zündbares Azetylgemenge in die Zylinder fördern usf.

f) Kühlung. Die außerordentlich hohen Explosionstemperaturen des Benzins zwingen im Interesse der Erhaltung des Zylindermaterials dazu, durch besondere Kühleinrichtungen dem Zylinder während des Arbeitshubes Wärme zu entziehen. Man könnte es vielleicht zunächst für vorteilhafter halten, eine Verbrennung bei geringerer Temperatur anzustreben und dafür mit den Wärmeverlusten im Kühlwasser auch alle Kühleinrichtungen zu ersparen. Allein es stellt sich heraus, daß der thermodynamische Gewinn durch die Ausnützung des hohen Wärmegefälles gegenüber der Außenluft viel bedeutender ist als der Verlust durch die Kühlung. Bei Motoren mit Wasserkühlung geht, wie schon in Abschn. 21 erwähnt, ungefähr so viel Wärmemenge, wie vom Motor in Arbeit umgesetzt wird, im Kühlwasser verloren.

Das Kühlwasser wird durch eine Wasserpumpe, die von der Kurbelwelle aus betätigt wird, durch den sog. Kühler getrieben und kehrt von hier in die Zylindermäntel zurück. Der Kühler ist in der Regel ein Röhrenchensystem, das von Luft durchströmt und von Wasser umspült wird. Der Temperaturabfall, den das Wasser im Kühler erfährt, liegt zwischen 5 und 15° C. Die Wassermenge für einen 160-PS-Motor beträgt etwa 1,20 l/sek. Der Kühler soll so konstruiert sein, daß er bei guter Kühlwirkung möglichst geringen Luftwiderstand bietet. Er wird entweder am Stirnende des Flugzeugrumpfes oder oberhalb des Motors an der Vorderkante des oberen Tragdecks, seltener an den Seitenwänden des Rumpfes angebracht. Sehr wichtig ist es, namentlich bei tiefliegendem Kühler, darauf zu achten, daß etwa sich bildender Dampf leicht ins Freie gelangen kann. Abb. 110 zeigt schematisch den Wasserkreislauf bei einem Reihenmotor mit tief angeordnetem Kühler.

Die Frage, ob Luft- oder Wasserkühlung den Vorzug verdient, ist noch sehr umstritten. Beide Kühlungsmöglichkeiten haben, wie bereits erwähnt, eine Reihe von Vor- und Nachteilen. Während die Gewichtsvermehrung die Leistungsfähigkeit einer Maschine bei Wasserkühlung stark herabsetzt, ist der Öl- und Brennstoffverbrauch bei luftgekühlten Motoren wieder größer;

denn die Temperaturen aller Metallteile des Motors liegen natürlich bei luftgekühlten Motoren beträchtlich höher als bei solchen mit Wasserkühlung, was reichliche Ölzufuhr erfordert. Ebenso darf man aus diesem Grunde das Verdichtungsverhältnis nicht übermäßig steigern, was größeren Brennstoffverbrauch zur Folge hat. Schließlich wirkt die große schädliche Fläche luftgekühlter Motoren noch geschwindigkeits- also leistungsvermindernd. Luftgekühlte Motoren haben einen weiteren Nachteil, dessen Bedeutung nicht unterschätzt werden darf. Bei nicht absolut ein-

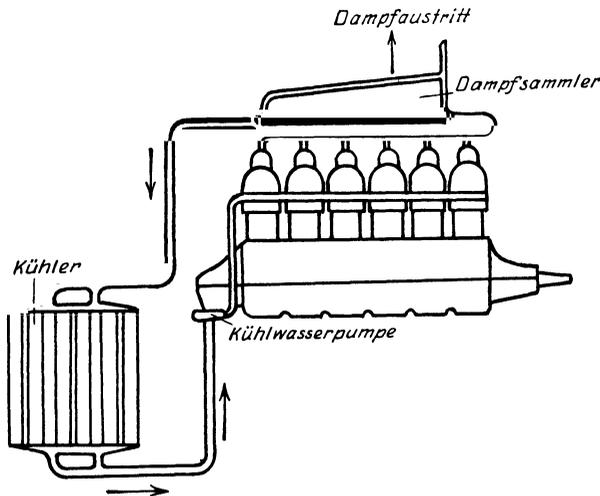


Abb. 110. Beispiel einer Kühleranordnung.

wandfreiem Arbeiten des Motors können — z. B. infolge von Fehlzündungen — örtlich überhitzte Stellen entstehen, die über der normalerweise zulässigen Mitteltemperatur liegen und den Sicherheitsgrad der Maschine herabsetzen. Während die Wärmeleitung in nur ungenügender Weise den Wärmetransport von den Überhitzungsstellen übernehmen kann, verdampft bei Wasserkühlung das Wasser an der betreffenden Stelle und entzieht dem Metall eine große Menge an Verdampfungswärme.

Es ist sehr naheliegend, durch eine geeignete Kombination der Wasser- und der Luftkühlung die Vorzüge beider zu vereinen und ihre Nachteile soweit wie möglich auszugleichen. Zu diesem Zwecke wurden in jüngster Zeit Versuche mit Heiß-

kühlung angestellt<sup>1)</sup>. Man ging dabei davon aus, daß das Auftreten von heißen Stellen nur durch eine Wasserkühlung verhindert, im übrigen aber diese durch Luftkühlung ersetzt werden könne. Die Dimensionen des gewöhnlichen Wasserkühlers wurden daher so verkleinert, daß die Kühlfläche nur noch etwa ein Viertel der ursprünglichen betrug. Die Folge davon war naturgemäß ein Ansteigen der Kühlflüssigkeitstemperatur auf etwa 145°, weswegen man statt Wasser Kühlflüssigkeiten mit hohem Siedepunkt verwenden mußte. Die Vorteile dieser Heißkühlung liegen darin, daß eine erheblich geringere Wärmemenge durch den Kühler dem Motor entzogen wird, daß andererseits beim Entstehen örtlicher Überhitzungen die Flüssigkeit durch Entziehen der Verdampfungswärme für die von der Luft in solchen Fällen nur unvollkommen geleistete Kühlung sorgt, und daß die durch den Heißkühler bewirkte Gewichtsvermehrung wegen dessen stark verkleinerten Dimensionen unbedeutend ist.

g) Schmierung. Besonders große Sorgfalt ist bei allen Flugmotoren im Hinblick auf ihre hohe Umlaufzahl der Schmierung zuzuwenden. Man unterscheidet Frischöl- und Umlaufschmierung; im ersten Falle fördert die Ölpumpe aus einem Ölbehälter dauernd frisches Öl zu den einzelnen Schmierstellen, im zweiten Falle wird dieselbe Ölmenge, die von den Schmierstellen abläuft, durch eine Pumpe wieder in Umlauf versetzt. Die neueren Motoren haben fast durchwegs kombinierte Frischöl- und Umlaufschmierung: es sind zwei Pumpen vorhanden, von denen die eine das alte Öl in Umlauf versetzt, während die andere einen gewissen Teil Frischöl zuführt. Der Ölverbrauch ist im Laufe der Entwicklung der Flugmotoren erst sehr stark gestiegen bis 20 und 25 g/PS-Std., dann aber durch veränderte Einrichtungen wieder stark herabgedrückt worden. Einen besonders hohen Verbrauch hat naturgemäß der Umlaufmotor, bei dem auch die großen Lager für den umlaufenden Zylinderkranz geschmiert werden müssen.

Eine der häufigsten Beanstandungen der Flugmotoren bildet das Verölen der Zündkerzen. Es entsteht dadurch, daß infolge zu starker Schmierung oder fehlerhafter Konstruktion des Kolbens

---

<sup>1)</sup> H. Weidinger, Versuche mit Heißkühlung am Flugmotor. Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch. 1931, 18. Heft.

allzuviel Öl in den Verbrennungsraum gelangt. Eine gewisse Ölmenge wird an den Elektroden leicht verbrannt; wird aber die Zufuhr zu stark, so setzt sich das Öl an und verhindert die Wirksamkeit der Zündkerze. Andererseits kann durch Verbrennung von zu viel Öl die Temperatur der Zündkerzen so sehr steigen, daß Frühzündungen, d. h. Zündungen vor dem in der Konstruktion des Magneten vorgesehenen Zeitpunkt, eintreten. Verölen, wie überhaupt Verunreinigung des Verbrennungsraumes, entstehen leichter bei ausschließlicher Verwendung von tierischen und pflanzlichen Ölen, die zwar einen größeren Gehalt an „Öligkeit“ aufweisen, andererseits zur Bildung klebriger Säuren neigen, welche Verunreinigung und Verölung verursachen können. Man gebraucht daher vorwiegend Mineralöle mit einem kleinen Zusatz an tierischen oder pflanzlichen Ölen zur Steigerung der Öligkeit. Umlaufmotoren aber, bei denen die Wahl des Schmiermittels besondere Beachtung erfordert, können wegen der hohen Reibungsbeanspruchung nur Öle von großer Öligkeit — z. B. Rizinusöl — vertragen<sup>1)</sup>.

### 23. Der Dieselmotor.

Der Dieselmotor, der in überraschend kurzer Zeit den Explosionsmotor aus großen Gebieten des Automobilbaues verdrängt hat, beginnt allmählich auch als Flugmotor Verwendung zu finden. Es soll daher kurz auf die Wirkungsweise und auf die Vor- und Nachteile dieser Motorenart eingegangen werden.

Der Arbeitsvorgang des Dieselmotors erfolgt genau wie bei dem Explosionsmotor in vier Takten: dem Ansaugen, der Kompression, der Expansion und dem Auspuff (siehe S. 134). Während jedoch beim Explosionsmotor das brennbare Gas-Luftgemisch angesaugt und komprimiert wird, erfolgt das Ansaugen

---

<sup>1)</sup> Dem Leser, der sich über die im Flugmotorenbau auftretenden Probleme näher unterrichten will, seien folgende Werke empfohlen (die beide nicht Lehrbücher für Anfänger sind): H. Dechamps u. K. Kutzbach, Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren. Berlin: R. C. Schmidt 1921. H. R. Ricardo, Schnellaufende Verbrennungsmaschinen, deutsch von A. Werner u. P. Friedmann, zweite Auflage. Berlin: Julius Springer 1932. Namentlich das letztere Buch, das sich nicht auf Flugmotoren allein beschränkt, gewährt einen vorzüglichen Einblick in die Schwierigkeiten des Motorbaus.

und Komprimieren beim Dieselmotor mit reiner Luft ohne Brennstoffbeimengung. Erst gegen Ende der Kompression wird der Brennstoff durch eine Düse in den Verbrennungsraum des Zylinders eingespritzt und dabei fein zerstäubt. Im weiteren Gegensatz zum Explosionsmotor wird die Verbrennung nicht durch einen elektrischen Funken eingeleitet, sondern die Luft wird durch die hohe Kompression so stark erwärmt, daß ihre Temperatur über der Zündtemperatur des Brennstoffes liegt und dieser während des Einspritzens sofort verbrennt. Der zur Erwärmung der Luft bis zur Zündtemperatur des Brennstoffes notwendige Kompressionsdruck beträgt ungefähr 30 at. Während der Verbrennung steigt der Druck im Verbrennungsraum weiter auf etwa 60 at an. Expansion und Auspuff erfolgen wie beim Explosionsmotor. Abb. 111 zeigt das Arbeitsdiagramm eines Dieselmotors.

Wir erkennen aus der Beschreibung des Arbeitsvorganges daß dem Dieselmotor zwei wesentliche Bestandteile des Explosionsmotors fehlen: die elektrische Zündanlage und der Vergaser. Statt dessen erfordert der Dieselmotor für jeden Zylinder eine Einspritzdüse und eine Brennstoffpumpe, die den Brennstoff auf den zum Einspritzen erforderlichen Druck bringt (300 bis 1000 at), und den Zeitpunkt und die Dauer der Brennstoffzufuhr regelt. Der Hauptvorteil des Dieselmotors für den Flugbetrieb liegt darin, daß als Brennstoff ein schwerflüssiges Öl mit hoher Selbstentzündungstemperatur verwendet werden kann, so daß die Brandgefahr im Falle eines Absturzes oder einer Bruchlandung nahezu beseitigt ist. Ein weiterer Vorteil des Dieselmotors ist sein sparsamer Brennstoffverbrauch, der eine Folge des vergrößerten Verdichtungsverhältnisses ist. Abb. 112 zeigt die Leistungssteigerung eines Verbrennungsmotors bei Vergrößerung des Verdichtungsverhältnisses bei gleichbleibendem Hubraum, also ungefähr gleichem Brennstoffverbrauch. Das Verdichtungsverhältnis liegt beim Explosionsmotor heute zwischen 5 und 6, eine weitere Steigerung des Verdichtungsverhältnisses führt beim Vergasermotor infolge

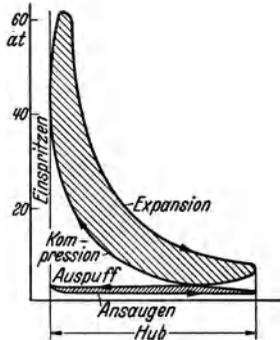


Abb. 111.  
Arbeitsdiagramm  
eines Dieselmotors.

des Dieselmotors, die den Brennstoff auf den zum Einspritzen erforderlichen Druck bringt (300 bis 1000 at), und den Zeitpunkt und die Dauer der Brennstoffzufuhr regelt. Der Hauptvorteil des Dieselmotors für den Flugbetrieb liegt darin, daß als Brennstoff ein schwerflüssiges Öl mit hoher Selbstentzündungstemperatur verwendet werden kann, so daß die Brandgefahr im Falle eines Absturzes oder einer Bruchlandung nahezu beseitigt ist. Ein weiterer Vorteil des Dieselmotors ist sein sparsamer Brennstoffverbrauch, der eine Folge des vergrößerten Verdichtungsverhältnisses ist. Abb. 112 zeigt die Leistungssteigerung eines Verbrennungsmotors bei Vergrößerung des Verdichtungsverhältnisses bei gleichbleibendem Hubraum, also ungefähr gleichem Brennstoffverbrauch. Das Verdichtungsverhältnis liegt beim Explosionsmotor heute zwischen 5 und 6, eine weitere Steigerung des Verdichtungsverhältnisses führt beim Vergasermotor infolge

Annäherung der Kompressionstemperatur an die Selbstentzündungstemperatur des Brennstoffes zu der bekannten Erscheinung des „Klopfens“. Zwar gelingt es heute durch geeignete Mischung von Benzin und Benzol, sowie durch gewisse Zusätze (Äthyl-Fluid oder Iso-Oktan) die Klopfestigkeit der Leichtöle beträchtlich zu steigern, so daß man mit besonders klopfstem Brennstoff (hohe Oktanzahl) auch Verdichtungsverhältnisse zulassen kann, die größer als 6 sind. Gegenüber den Verdichtungsverhältnissen von Schwerölmotoren von 14 bis 18 ist jedoch das im Vergasermotor erreichbare Verdichtungsverhältnis gering,

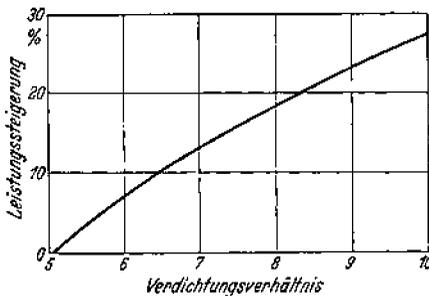


Abb. 112. Leistungssteigerung bei Vergrößerung des Verdichtungsverhältnisses.

so daß der Dieselmotor gegenüber den besten Vergasermotoren eine 15 bis 30 prozentige Brennstoffersparnis aufweist. Die Wirtschaftlichkeit des Dieselmotors gegenüber dem Vergasermotor wird dadurch noch verbessert, daß Schweröl billiger ist als Leichtöl und daß die Betriebssicherheit des Dieselmotors infolge der fehlenden elektrischen Zündanlage

größer ist als diejenige des Vergasermotors. Allen diesen Vorteilen steht eigentlich nur ein einziger Nachteil gegenüber, der allerdings gerade bei der Verwendung als Flugmotor besonders stark ins Gewicht fällt: infolge der höheren Arbeitsdrücke in den Zylindern müssen nämlich sowohl das Gehäuse wie auch die Triebwerksteile, Kolben, Pleuelstange und Kurbelwelle im Verhältnis stärker gehalten werden als beim Vergasermotor. Das Gewicht je Pferdestärke ist dadurch 20 bis 30 vH höher als beim Explosionsmotor gleicher Leistung, auch wenn man berücksichtigt, daß die Kühler kleiner gehalten werden können. Der Dieselmotor ist also nicht am Platze bei Flugzeugen mit einem verhältnismäßig kleinen Aktionsradius, bei denen es in erster Linie auf Höchstleistung ankommt, denn hier macht sich nur der Nachteil des größeren Gewichtes bemerkbar, während der Vorteil des geringeren Brennstoffverbrauches nicht zur Geltung kommt. Dagegen ist der Dieselmotor unbedingt im Vor-

teil gegenüber dem Vergasermotor bei Langstreckenflugzeugen. Die Grenze für die zweckmäßigste Verwendung der einen oder anderen Motorart dürfte bei Flugstrecken zwischen 1000 und 2000 km liegen.

Obwohl in fast allen Ländern, in denen Flugmotoren hergestellt werden, auch Dieselmotoren entwickelt worden sind, ist der in Zahlentafel 7 aufgeführte Junkers-Dieselmotor der einzige, der bisher in regelmäßigem Flugbetrieb eingesetzt wurde (z. B. Ju 52/3 Motoren Jumo 4).

## VI. Zusammenwirken von Tragfläche, Luftschraube und Motor.

### 24. Luftschraube und Motor.

Wir knüpfen zunächst an die Überlegungen des vierten Kapitels über die Luftschraube an.

Nach Abschnitt 16 hat das zur Drehung einer Luftschraube erforderliche Moment, das „Widerstandskraftmoment“, die Größe

$$M = k_a \cdot F \cdot R \cdot \rho \frac{U^2}{2},$$

wobei  $R$  den Halbmesser,  $F$  die vom Propeller bestrichene Fläche,  $U$  die Umfangsgeschwindigkeit der Blattenden,  $\rho$  die Luftdichte und  $k_a$  den Momentenbeiwert bedeuten.  $k_a$  hängt vom Fortschrittsgrad  $v/U$  ab und sinkt mit wachsendem Fortschrittsgrad (siehe Abb. 74). Das Propellerdrehmoment  $M$  muß gleich dem Motordrehmoment sein und dieses wieder hängt von der Drehzahl  $n$  ab (siehe Abb. 88). Die Umfangsgeschwindigkeit  $U$  ist proportional der Drehzahl und dem Propellerdurchmesser und hat nach der mehrfach angewendeten Formel (S. 123) den Wert

$$U = \frac{n \cdot D}{19,1}.$$

Es ist also

$$k_a = \frac{M \cdot 730}{\pi/4 D^2 \cdot R \cdot D^2 \cdot \rho \cdot n^2}.$$

Bei gegebenem Propeller und gegebenem Motor läßt sich für jede Drehzahl  $k_a$  berechnen, denn  $M$  hängt ja nur von der

Drehzahl (Motorbremslinie) ab. Zu jedem  $k_d$  gehört aber ein bestimmter Fortschrittsgrad  $v/U$  (Abb. 74). Da mit der Drehzahl  $n$  auch die Umfangsgeschwindigkeit  $U$  gegeben ist, läßt sich auf diese Weise die zu jeder Drehzahl gehörige Fluggeschwindigkeit  $v$  ermitteln. Wir wollen dies an einem Beispiel durchführen, und zwar nehmen wir den Motor, dessen Bremslinie durch Abb. 88 gegeben ist und den Propeller von Abb. 72 mit den Kennlinien Abb. 73 bis 75. Für eine Drehzahl von  $n = 1400/\text{Min.}$  liest man aus Abb. 88 ein Drehmoment ab von  $M = 96 \text{ mkg.}$  Mit  $D = 2,80 \text{ m,}$   $R = 1,40 \text{ m,}$   $\rho = \frac{1}{8}$  erhält man

$$k_d = \frac{96 \cdot 730 \cdot 8}{6,15 \cdot 1,40 \cdot 7,85 \cdot 1960000} = 0,0042 .$$

Diesem Wert  $k_d$  entspricht nach Abb. 74 ein Fortschrittsgrad  $\frac{v}{U} = 0,20$ , oder wegen  $U = \frac{1400 \cdot 2,8}{19,1} = 205 \text{ m/sek}$  eine Fluggeschwindigkeit von  $v = 0,20 \cdot 205 = 41,1 \text{ m/sek.}$  In der gleichen Weise sind für weitere Drehzahlen die Fluggeschwindigkeiten ermittelt worden, das Ergebnis zeigt Abb. 113. Man sieht, daß die Drehzahl am Stand für  $v = 0$  am niedrigsten ist und mit wachsender Fluggeschwindigkeit zunimmt. Man sagt: Eine Luftschraube „holt an Touren auf“, sobald das Flugzeug in Bewegung kommt. In der ersten Zeit des Fliegens, als man noch keine genügend zuverlässigen Geschwindigkeitsmesser für das Flugzeug hatte, wurde ausschließlich „nach Tourenzähler“ geflogen, d. h. man schloß aus der Erhöhung bzw. Verminderung der Umlaufzahl auf die Erhöhung bzw. Verminderung der Flugzeuggeschwindigkeit. Dieser Schluß ist jedoch nur so lange zulässig, als der Motor ganz unverändert bleibt. Sobald ein Motor Schaden genommen hat, oder sobald er gedrosselt wird, sinkt natürlich seine Bremskurve und damit auch die Umlaufzahl bei unveränderter Flugzeuggeschwindigkeit. Das Fliegen nach Umlaufzahlen ist daher unsicher und soll womöglich vermieden werden.

Wenn ein Motor, im übrigen unverändert, mit geringerer Umlaufzahl läuft, so hat er, wie wir aus Abschnitt 20 (Abb. 88) wissen, auch geringere Leistung. Es folgt also aus unseren Überlegungen, daß man beim Steigen das, wie wir noch sehen werden, bei einer kleineren Fluggeschwindigkeit erfolgt, weniger Arbeit aus dem Motor herausholt als beim Wagrechtflug. Dies

ist sicherlich nicht erwünscht; man möchte viel eher beim Steigen den Motor stärker ausnützen. Um das zu erreichen, richtet man es in der Regel so ein, daß man im Wagrechtflug den Motor drosselt und nur beim Steigen Vollgas gibt. Jedenfalls ist es aber von Vorteil, solche Luftschauben zu verwenden, die möglichst wenig an Touren aufholen. Je weniger die Umlaufzahl (bei konstanter Stellung des Drosselhebels) beim Übergang vom Standlauf zum Fluge zunimmt, um so günstiger ist die Ausnützung des Motors.

Wir wollen nun folgende Frage beantworten: Wie groß ist für einen gegebenen Motor und eine gegebene Luftschaube die Zugkraft bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit? Die Beantwortung dieser Frage ist jetzt nicht mehr schwer. Wir kennen zu jeder Fluggeschwindigkeit  $v$  die Drehzahl  $n$  und damit auch die Umfangsgeschwindigkeit

$$U = \frac{n \cdot D}{19,1} \quad \text{und den Fort-$$

schrittsgrad  $v/U$ . Die Propellerschubkraft ist (siehe S. 119)

$$S = k_s \cdot F \cdot \rho \frac{U^2}{2},$$

wo der Schubbeiwert  $k_s$  nur noch von dem Fortschrittsgrad  $v/U$  abhängt (Abb. 73). Es sind also in der Schubgleichung alle Größen bekannt. Nehmen wir z. B. die zu einer Drehzahl von 1400/Min. gehörige Flugeschwindigkeit von 41,1 m/sek; den Fortschrittsgrad hatten wir oben zu 0,20, die Umfangsgeschwindigkeit zu 205 m/sek ermittelt. Nach Abb. 73 ist für  $\frac{v}{U} = 0,20$  der Schubbeiwert  $k_s = 0,015$ , also ergibt sich für den Propellerschub

$$S = 0,015 \cdot 6,15 \cdot \frac{1}{8} \cdot \frac{42000}{2} = 242 \text{ kg.}$$

In der gleichen Weise sind für weitere Fluggeschwindigkeiten

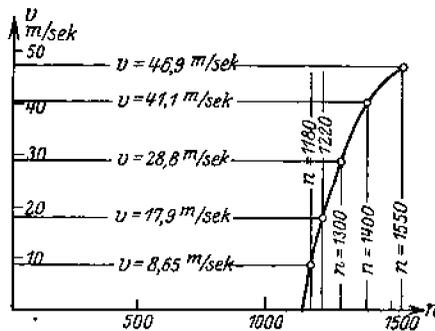


Abb. 113. Fluggeschwindigkeit und Propellerdrehzahl.

die Propellerschübe ermittelt worden und in Abb. 114 aufgetragen.

In der so abgeleiteten Linie kommt das Zusammenarbeiten von Motor und Luftschraube zum Ausdruck. Indem wir jetzt auf die Ergebnisse des zweiten Kapitels über die Wirkungsweise der

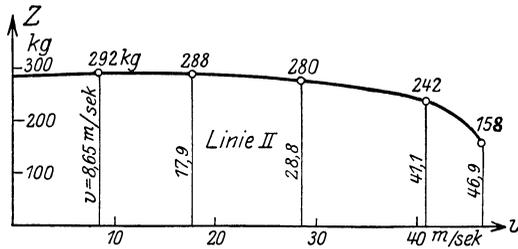


Abb. 114. Motorkraft-Propeller-Linie.

Tragfläche zurückgreifen, werden wir endlich in die Lage kommen, aus den gegebenen Daten über Motor, Luftschraube und Flugzeug die tatsächliche Geschwindigkeit des Flugzeugs zu berechnen.

## 25. Tragfläche, Luftschraube und Motor.

Im zweiten Kapitel dieser Vorlesungen, Abschnitt 10, haben wir die Zugkraft bestimmt, die ein Flugzeug von gegebenem Gewicht, mit gegebenen Tragflächen, bei verschiedenen Geschwindigkeiten erfordert. Wir hatten dort die beiden Gleichungen:

$$Z = c_w \rho F \frac{v^2}{2} + 1,3 \rho f \frac{v^2}{2},$$

d. h. erforderliche Zugkraft = Tragflächen-Widerstand + schädlicher Widerstand des Rumpfes usf. ( $F$  Tragfläche,  $f$  schädliche Fläche,  $c_w$  Beiwert des Tragflächen-Rücktriebes) und

$$G = A = c_a \cdot \rho \cdot F \cdot \frac{v^2}{2},$$

d. h. Gewicht = Auftrieb ( $c_a$  Beiwert des Tragflächen-Auftriebes). Da  $c_a$  und  $c_w$  vom Anstellwinkel  $\alpha$  abhängen, mußten wir bei der Rechnung so vorgehen, daß wir einen Anstellwinkel zuerst willkürlich annahmen, dazu  $c_a$  aus der für das Profil ermittelten

Abb. 22 bestimmten und  $v$  aus der zweiten Gleichung berechneten. Setzt man die zweite Gleichung in die erste ein, so erhält man:

$$Z = \frac{G}{c_a} \left( c_w + 1,3 \frac{f}{F} \right).$$

Indem man also auch  $c_w$  aus der Kurve der Abb. 23 entnimmt, erhält man leicht den zu dem angenommenen  $\alpha$  und dem berechneten  $v$  gehörigen Wert von  $Z$ . So waren z. B. in Abschnitt 10 für ein Flugzeug von 1200 kg Gewicht mit 35 m<sup>2</sup> Tragfläche, 0,9 m<sup>2</sup> schädlicher Fläche und Profil nach Abb. 19 berechnet worden:

für $\alpha = 2^\circ$	$v = 36,6$ m/sek,	$Z = 176$ kg
„ $\alpha = 4^\circ$	$v = 31,4$ „	$Z = 146$ „
„ $\alpha = 6^\circ$	$v = 28,0$ „	$Z = 133$ „

Hierzu fügen wir noch die in gleicher Weise berechneten Werte:

für $\alpha = 0^\circ$	$v = 44,2$ m/sek,	$Z = 263$ kg
„ $\alpha = 8^\circ$	$v = 25,8$ „	$Z = 136$ „
„ $\alpha = 12^\circ$	$v = 22,8$ „	$Z = 150$ „
„ $\alpha = 16^\circ$	$v = 22,2$ „	$Z = 169$ „

Tragen wir in Abb. 115 diese Werte von  $Z$  als Ordinaten zu den entsprechenden  $v$  auf, so erhalten wir eine Linie, welche die erforderliche Zugkraft für jede Geschwindigkeit darstellt. Die Linie ist, wie wir gesehen haben, wesentlich durch das Gewicht und durch die Tragflächeneigenschaften, daneben auch durch die schädliche Fläche bestimmt. Wir wollen sie weiterhin, der Kürze wegen, als die „Linie I“ bezeichnen.

Die im vorangehenden Abschnitt 24 abgeleitete Linie Abb. 114 ist im Gegensatz zu Linie I von Gewicht und Tragfläche ganz unabhängig und lediglich durch die Motorkraft und die Luftschraube bestimmt. Sie stellt die für jede Geschwindigkeit verfügbare Zugkraft dar und soll, wie schon angedeutet, kurz als „Linie II“ bezeichnet werden.

Wagrecht gleichförmiger Flug ist nur möglich, wenn erforderliche und verfügbare Zugkraft gleich groß sind. Übertragen wir daher die Linie II in ein einziges Bild mit der

Linie I, Abb. 116, so kommen für den Wagrechtflug nur die beiden Schnittpunkte *A* und *B* der Kurven in Betracht. Es gibt nur zwei ganz bestimmte, durch Gewicht, Tragfläche, schädliche Fläche, Luftschraube und Motor festgelegte Geschwindigkeiten, mit denen das Flugzeug wagrecht fliegen kann. Die kleinere der beiden Wagrechtgeschwindigkeiten kann allerdings bei den meisten Flugzeugen nicht mehr ausgeflogen werden, da beim Ziehen zu so großen Anstellwinkeln die Stabilisierung des Flugzeuges insbesondere gegen Drehungen um die Längsachse Schwierigkeiten macht. Es bleibt nur die größere, die in

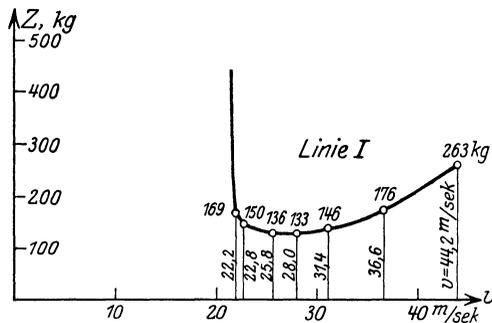


Abb. 115. Gewicht-Tragflächen-Linie.

unserm Beispiel der Abb. 116 etwa 42 m/sec beträgt, gültig. Wir erhalten so als Ergebnis der ganzen Untersuchung dies:

Die Geschwindigkeit des Wagrechtfluges in jeder Höhe läßt sich für ein Flugzeug eindeutig berechnen, sobald bekannt sind: sein Gewicht  $G$ , die schädliche Fläche  $f$ , die Größe  $F$  und die Profileigenschaften (Auftriebs- und Rücktriebsbeiwerte) der Tragfläche, die Bremsleistung des Motors für alle Umlaufzahlen, endlich Größe, Durchmesser und Profileigenschaften (Zugkraft- und Momentenbeiwerte) der Luftschraube.

In diesem Satz und dem, was dazu geführt hat und was daraus folgt, liegt das wichtigste Ergebnis, zu dem wir in unseren Vorträgen gelangen.

Neben der Geschwindigkeit ergibt die Rechnung auch eindeutig den Wert des Anstellwinkels, der bei wagrechtem Flug eintritt. Man muß nur in der obenstehenden Tabelle den Wert

von  $\alpha$  aufsuchen, der dem abgelesenen  $v$  entspricht. In unserm Falle haben wir ungefähr  $\alpha$  gleich  $0^\circ$ .

Die in Abb. 116 eingetragene Linie II entspricht, wie aus der Ableitung (Abschnitt 24) hervorgeht, der Leistung des Motors bei Vollgas. Wird der Motor gedrosselt, so ist die Zugkraft bei derselben Luftschraube naturgemäß kleiner. An Stelle der bisher betrachteten Linie II treten andere, tiefer liegende, von ungefähr gleichem Verlauf. Man erhält sie, indem man von den Bremslinien des Motors für bestimmte Drosselstellungen ausgeht. Je stärker gedrosselt der Motor, um so tiefer die zugehörige

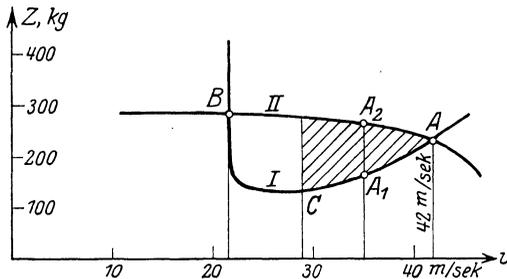


Abb. 116. Zusammenstellung beider Zugkraft-Linien.

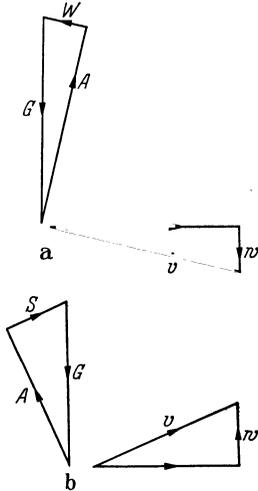
Linie II. Man erkennt aus dieser Überlegung deutlich, daß der Motor nicht etwa beliebig weit abgedrosselt werden darf, wenn man noch horizontal fliegen will: wenn die Linie II tiefer sinkt als dem tiefsten Punkt der Linie I entspricht, so gibt es überhaupt keinen Schnittpunkt mit der Linie I mehr. Im Gegensatz etwa zu einem Automobil, dessen Motor man beliebig weit drosseln kann, wenn man auf jede Geschwindigkeitsforderung verzichtet, gibt es beim Flugzeug eine bestimmte Grenze für die Stellungen der Gasdrossel und dementsprechend eine bestimmte kleinste Geschwindigkeit des Wagrechtfluges. Diese liegt, wie man aus der Figur entnimmt, nicht sehr viel tiefer als die Geschwindigkeit bei Vollgas. Dazwischen liegt der verhältnismäßig enge Bereich, in dem man mittels Zwischenstellung des Drosselhebels die Fluggeschwindigkeit verändern kann.

Was bei weiterer Abdrosselung der Motorkraft geschieht, werden wir später an Hand genauerer Besprechung der Abb. 116, zugleich mit verschiedenen anderen Folgerungen, erfahren.

### 26. Steig- und Sinkbewegung. Umkehrung der Steuerwirkung.

Wir hatten schon in Abschnitt 11 über den Gleitflug die Sinkgeschwindigkeit eines Flugzeuges mit abgestelltem Motor ermittelt. Wir wiederholen in Abb. 117a noch einmal das Kräftebild für den Gleitflug. Widerstand  $W$ , Auftrieb  $A$ , Fluggewicht  $G$  stehen im Gleichgewicht, die Fluggeschwindigkeit  $v$  erfolgt senkrecht zum Auftrieb und entgegen dem Widerstand. Sie hat die abwärts gerichtete Vertikal-komponente

$$w = v \frac{W}{G}.$$



In Abb. 117 b ist das Kräftebild gezeichnet, das entstehen würde, wenn nur Propellerschub aber kein Flugzeugwiderstand vorhanden wäre. Propellerschub  $S$ , Auftrieb  $A$  und Fluggewicht  $G$  stehen jetzt im Gleichgewicht, die Fluggeschwindigkeit  $v$  erfolgt wieder senkrecht zum Auftrieb und in Richtung des Propellerschubes. Sie hat die aufwärts gerichtete Vertikal-komponente

$$w = v \frac{S}{G}.$$

Abb. 117. Kräfte- und Geschwindigkeitsbild beim Gleiten und Steigen.

Wirken gleichzeitig Widerstand und Propellerschub, so ist die resultierende Vertikalgeschwindigkeit

$$w = v \frac{S}{G} - v \frac{W}{G},$$

sie ist positiv, wenn nach aufwärts gerichtet, wenn also das Flugzeug steigt<sup>1)</sup>. Man kann diese Gleichung auch durch eine

<sup>1)</sup> Die Ermittlung der Vertikalgeschwindigkeit durch Subtraktion der durch den Widerstand bedingten Sinkgeschwindigkeit von der durch die Propellerschubkraft bedingten Steiggeschwindigkeit ist nicht ganz richtig, da bei gleichzeitig vorhandenem Widerstand und Propellerschub der letztere niemals genau in die Flugrichtung fällt, wie oben angenommen wurde. Die Luftschraubenachse zeigt besonders beim Steigen nicht in die Bewegungsrichtung des Flugzeuges, der begangene Fehler ist jedoch sehr gering.

Leistungsbetrachtung gewinnen.  $vS$  ist die an das Flugzeug vom Motor abgegebene Zugleistung,  $vW$  ist die verbrauchte Widerstandsleistung. Besteht ein Leistungsüberschuß, ist also  $vS - vW$  größer als null, so kann dieser Überschuß nur als Steigleistung verbraucht werden. Da Leistung gleich Kraft mal Geschwindigkeit in Richtung der Kraft ist, beträgt die Steigleistung  $Gw$ . Es ist also  $Gw = vS - vW$ , was mit der oben abgeleiteten Beziehung übereinstimmt. Ist der Propellerschub größer als der Flugzeugwiderstand, so steigt das Flugzeug, ist er kleiner, so sinkt das Flugzeug. Aus Abb. 116 liest man z. B. bei  $v = 35$  m/sek die Werte  $S = 265$  kg (Linie II) und  $W = 165$  kg (Linie I) ab (Punkte  $A_1$  und  $A_2$ ). Es ist also die Steiggeschwindigkeit

$$w = \frac{35}{1200} (265 - 165) = 2,9 \text{ m/sek.}$$

In gleicher Weise sind für weitere Fluggeschwindigkeiten die Steig- bzw. die Sinkgeschwindigkeiten ermittelt und in Abb. 118 aufgetragen worden.

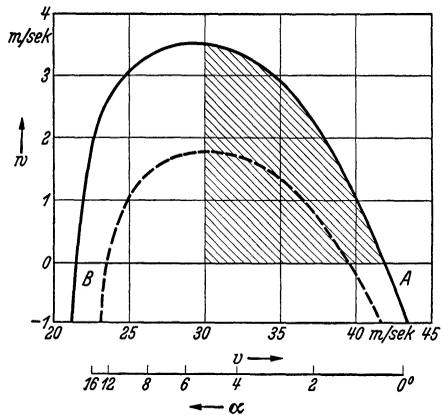


Abb. 118. Steiggeschwindigkeit.

Gleichzeitig sind an die Abszissenachse die zu den jeweiligen Fluggeschwindigkeiten gehörigen Anstellwinkel angeschrieben worden, die sich nach Abb. 55 finden lassen. Dem Punkt  $w = 0$  entspricht die schon früher ermittelte Geschwindigkeit des Wagrechtfluges von  $v = 42$  m/sek. Will man also steigen, so muß man der Tragfläche größeren Anstellwinkel geben, d. h. das Flugzeug etwas aufrichten. (Über den Verlauf des Überganges unter Einwirkung des Höhenruders vgl. Abschn. 33.) Dadurch gelangt man zu einem Zustand kleinerer Geschwindigkeit. Vergrößert man den Anstellwinkel weiter und weiter, so wächst zuerst die Steiggeschwindigkeit, sie wächst aber nicht unbeschränkt. Man erkennt in Abb. 118, daß bei Annäherung an den Punkt  $B$  die Steiggeschwindigkeit abzunehmen beginnt und dann ganz auf Null sinkt. Hiermit

haben wir ein überaus wichtiges und für das Flugzeug höchst charakteristisches Ergebnis gefunden: Man kann nicht beliebig rasch steigen, etwa indem man das Flugzeug mehr und mehr aufrichtet. Im Gegenteil: wenn der Anstellwinkel über ein gewisses Maß vergrößert wird, sinkt die Steiggeschwindigkeit, ja sie wird gleich Null, sobald man allzuviel „aufgezogen“ hat. Dies ist eine beim Fliegen sehr gut beobachtbare Erscheinung. Es liegt eine große Kunst darin, ein Flugzeug so zu lenken, daß man gerade die beste Steiggeschwindigkeit herausholt. Etwas zu steiles Einstellen führt notwendig zu einer Verminderung der Steigleistung.

Unsere Betrachtung lehrt jetzt auch deutlich, daß die Flugzeuggeschwindigkeit beim Steigen eine kleinere ist als beim Wagrechtflug — was schon wiederholt in diesen Vorträgen erwähnt worden ist. Umgekehrt hat man natürlich Zustände des Abwärtsfliegens mit Vollgas bei größeren Geschwindigkeiten als der des Wagrechtfluges. Wenn gedrosselt wird, sinkt die Linie II, wie wir oben besprochen haben, und man erhält einen Verlauf der Vertikalgeschwindigkeit  $w$ , wie er etwa durch die gestrichelte Kurve in Abb. 118 wiedergegeben ist.

Im Abschnitt 11 über den Gleitflug hatten wir gesehen, daß bei kleinen Fluggeschwindigkeiten ein Aufrichten des Flugzeuges (Ziehen) zu einer Vergrößerung der Sinkgeschwindigkeit führt, während bei großen Fluggeschwindigkeiten ein Ziehen des Flugzeuges die Sinkgeschwindigkeit verringert. Ganz ähnliche Verhältnisse treten auch im Wagrecht- und Steigflug auf. Im Punkt *A* Abb. 118, also bei großer Fluggeschwindigkeit, hat ein Ziehen des Flugzeuges (Vergrößerung des Anstellwinkels) ein Steigen, ein Drücken (Verringerung des Anstellwinkels) ein Sinken zur Folge. Zum Zweck des Steigens wird die Nase aufgerichtet, zum Zweck des Sinkens wird die Nase niedergedrückt. Im Punkt *C*, also bei geringer Fluggeschwindigkeit, bewirkt umgekehrt ein Ziehen des Flugzeuges ein Sinken, ein Drücken ein Steigen des Flugzeuges. Zum Zweck des Steigens muß also jetzt die Nase niedergedrückt werden, zum Zweck des Sinkens muß sie aufgerichtet werden, eine Tatsache, die gegen das natürliche Gefühl verstößt.

Man muß nun allerdings beachten, daß die „Umkehrung“, von der hier die Rede ist, sich nur auf den nach Betätigung

der Steuerung eintretenden Gleichgewichtszustand bezieht. Es kann sehr wohl sein, daß beim Aufziehen des Höhensteuers eine augenblickliche, ganz kurze Aufwärtsbeschleunigung einsetzt — diese wird dann von einem um so stärkeren Durchsacken gefolgt sein, wenn man sich schon in dem Gebiet der Steuerungsumkehr befunden hat. Das Gebiet mit normaler Steuerwirkung ist in Abb. 116 und in Abb. 118 schraffiert.

In der üblichen Ausdrucksweise wird die Steig- oder Sinkgeschwindigkeit durch die zur Überwindung von 1000 m erforderliche Zeit in Minuten angegeben. Man hat in unserm Beispiel eine beste Steigzeit von  $1000 : 3,50 = 286 \text{ sek} = 4,8 \text{ Min.}$  auf 1000 m. Die bei der Fluggeschwindigkeit des besten Steigens verfügbare Steigleistung nennt man auch die Steigreserve. Sie beträgt bei den heutigen Flugzeugen ungefähr 20 bis 30, manchmal auch bis 50 vH der Normalleistung des Motors. Aus der gemessenen Steigzeit auf 1000 m kann man leicht die Steigreserve berechnen. Z. B. habe ein Flugzeug von 1150 kg Gesamtgewicht mit 100-PS-Motor 1000 m in 10 Minuten erreicht. Die Steiggeschwindigkeit ist dann  $1000 : 600 = 1,67 \text{ m/sek}$ , daher Steigreserve  $1150 \cdot 1,67 : 75 = 25,5 \text{ PS}$ . Ersetzt man in diesem Flugzeug den 100-PS-Motor durch einen Motor von 160 PS, ohne das Gesamtgewicht oder sonst etwas zu verändern, so erhöht sich die Steigreserve, wenn ein Propellerwirkungsgrad von 75 vH angenommen wird, um  $0,75 \cdot 60 = 45 \text{ PS}$ , beträgt also jetzt 70,5 PS; die Steigzeit auf 1000 m vermindert sich von 10 Minuten im Verhältnis 70,5 zu 25,5 auf 3 Minuten 36 Sekunden.

## 27. Höhenflug.

Die in den vorausgehenden Abschnitten erklärten Schaubilder sind auch für viele andere Zwecke, zur Beurteilung verschiedener Einflüsse auf das Verhalten des Flugzeuges, gut verwendbar. Wir wollen uns vor allem ein Urteil darüber verschaffen, in welchem Maße der Aufstieg in größere Höhen die Geschwindigkeit und Steigfähigkeit eines Flugzeuges beeinflusst. Bekanntlich nimmt ja die Steiggeschwindigkeit mit der Höhe ständig ab, bis sie auf null sinkt, d. h. bis das Flugzeug überhaupt nicht weiter steigt. Der Grund für die Änderung des Verhaltens beim Aufstieg liegt natürlich

in der Abnahme der Luftdichte, von der wir im ersten Kapitel ausführlich gesprochen haben. Wollen wir jetzt die Flugleistungen in großen Höhen untersuchen, so brauchen wir nur die Linien I und II der Abb. 116 für den entsprechend herabgeminderten Wert der Luftdichte  $\rho$  neu zu konstruieren.

Nehmen wir als Beispiel eine Höhe von 3000 m; die Bodentemperatur sei  $10^{\circ}$ , der Barometerstand am Boden 762 mm und der Temperaturgradient (Abschnitt 1) habe den normalen Wert  $0,5^{\circ}$  auf 100 m. Dann zeigt unsere Zahlentafel 2, daß die Dichte in 3000 m Höhe  $\rho = 0,093$ , d. i.  $74\%$  des als normal angenommenen Wertes  $0,125$ , beträgt. Wir konstruieren zunächst die veränderte Linie I nach dem in den Abschnitten 10 und 25 dargelegten Verfahren.

In Abschnitt 10 wurde gezeigt, daß man zu jedem Anstellwinkel  $\alpha$  die Geschwindigkeit  $v$  nach der Formel

$$v = \sqrt{\frac{G}{c_a \cdot \rho \cdot F/2}}$$

bestimmen kann, indem man den Wert von  $c_a$  für jeden Anstellwinkel den Ergebnissen der Anblaseversuche entnimmt. Wir wollen jetzt dasselbe Flugzeug, das in den Abschn. 10, 25 und 26 behandelt wurde, mit  $G = 1200$  kg,  $F = 35$  m<sup>2</sup>,  $f = 0,9$  m<sup>2</sup> und dem Tragflächenprofil nach Abb. 19 (das die Beiwerte nach Abb. 22 und 23 besitzt) wählen, damit wir die Ergebnisse unmittelbar vergleichen können. Die Formel zeigt, daß  $v$  der Wurzel aus  $\rho$  umgekehrt proportional ist. Daraus folgt, daß, wenn  $\rho$  im Verhältnis 74:100 kleiner wird, die Werte von  $v$  für den gleichen Anstellwinkel im Verhältnis  $10 : \sqrt{74} = 1,16$  wachsen müssen. Dagegen ist die Größe der erforderlichen Zugkraft nach der zweiten Formel des Abschnittes 25, nämlich

$$Z = \frac{G}{c_a} \left( c_w + 1,3 \frac{f}{F} \right)$$

von  $\rho$  überhaupt unabhängig. Wir erhalten demnach die Punkte der neuen Linie I, indem wir in der Tabelle, die zu Anfang von Abschnitt 25 angeführt ist, die Zahlen der mittleren Spalte mit 1,16 multiplizieren, die übrigen aber unverändert lassen. So ergibt sich, da z. B.  $36,6 \cdot 1,16 = 42,5$  ist,

für $\alpha = 0^0$	$v = 51,4$ m/sek	$Z = 263$ kg
„ $2^0$	42,5 „	176 „
„ $4^0$	36,5 „	146 „
„ $6^0$	32,5 „	133 „
„ $8^0$	30,0 „	136 „
„ $12^0$	26,5 „	150 „
„ $16^0$	25,8 „	169 „

Die zusammengehörigen Werte von  $Z$  und  $v$  richtig aufgetragen ergeben die in Abb. 119 dargestellte neue Linie I.

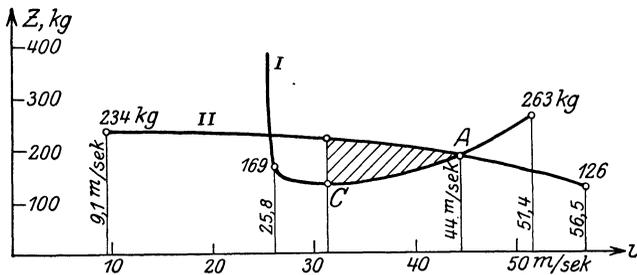


Abb. 119. Zugkraftlinien für Höhenflug.

Um nun auch die Linie II für die Verhältnisse in 3000 m Höhe zu erhalten, müssen wir uns vor allem ein Urteil über die Abnahme der Motorleistung mit der Höhe bilden. Nach unseren Bemerkungen am Schluß von Abschnitt 20 hängt diese Abnahme hauptsächlich von den Einrichtungen ab, die der Motor zur Anpassung an Höhenflüge besitzt. Nehmen wir einen günstigen Fall an, also einen Motor mit Höhenanpassung, bei dem die Leistungsabnahme etwas schwächer ist, als dem Verhältnis der Luftdichten entspricht. Es sei bekannt, daß bei einer Abnahme der Dichte auf 74 vH ihres ursprünglichen Wertes das Drehmoment des Motors ungefähr auf 80 vH fällt. Genau wie auf S. 180 ermittelt man zunächst die Abhängigkeit der Drehzahl von der Fluggeschwindigkeit, wobei jetzt in der Formel für den Momentenbeiwert  $k_d$  an Stelle von  $\rho = 0,125$  nur 74 vH dieses Wertes eingesetzt wird. Für  $n = 1400/\text{Min.}$  hatten wir auf S. 180 einen Momentenbeiwert von  $k_d = 0,0042$  errechnet. Da das im Zähler stehende Motordrehmoment 80 vH des früheren Wertes die im Nenner stehende Luftdichte 74 vH

ihres früheren Wertes beträgt, ist jetzt  $k_a = 0,0042 \cdot \frac{80}{74} = 0,0045$ .

Hierfür liefert Abb. 74 den Fortschrittsgrad  $\frac{v}{U} = 0,18$ , d. h.

die zu  $n = 1400/\text{Min.}$  gehörende Fluggeschwindigkeit beträgt  $v = 0,18 \cdot 205 = 37,0 \text{ m/sek.}$  Die neue der Abb. 113 entsprechende Kurve der Fluggeschwindigkeiten in Abhängigkeit von den Drehzahlen ist in Abb. 120 eingezeichnet. Hieraus läßt sich wie auf S. 181 die Propellerschubkraft ermitteln. Der neue Schubkraftbeiwert für 37 m/sek Fluggeschwindigkeit beträgt entsprechend

einem Fortschrittsgrad von

$$\frac{v}{U} = 0,18$$

nach Abb. 73

$$k_s = 0,017,$$

also die Schubkraft

$$S = 242 \cdot \frac{0,017}{0,015} \cdot 0,74 = 203 \text{ kg}$$

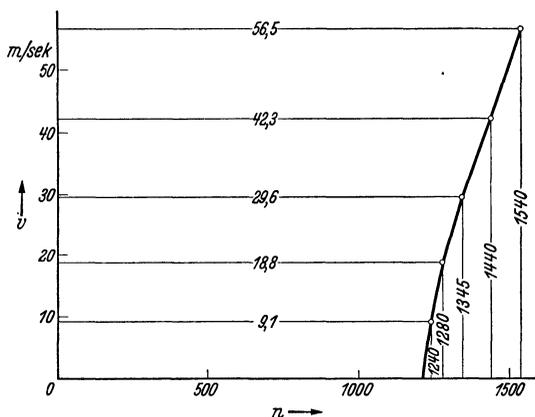


Abb. 120.

Fluggeschwindigkeit und Propellerdrehzahl.

(vgl. S. 181). Die neue Schubkraftkurve ist ebenfalls in Abb. 119 als Linie II einge-

tragen. Der rechte Schnittpunkt von I und II liegt bei  $v = 44 \text{ m/sek}$ , also noch etwas höher als in Abb. 116, die dasselbe Flugzeug für Bodennähe behandelt. Die Geschwindigkeit ist in 3000 m Höhe noch um ein Geringes höher als unten, was auf die verhältnismäßig gering angenommene Abnahme der Motorleistung, also auf die gute Höhenanpassung des Motors zurückzuführen ist. Dagegen sieht man schon auf den ersten Blick, daß die Steigfähigkeit des Flugzeuges ganz bedeutend zurückgegangen ist. Der größte Abstand zwischen den beiden Linien, also der größte Kraftüberschuß, beträgt nur noch 90 kg gegenüber etwa 150 kg im Falle der Abb. 116. Die größte Steiggeschwindigkeit tritt ungefähr bei der mit C bezeichneten Stelle

ein. Es rechnet sich aus der Abszisse  $v' = 30,1$  m/sek und der Ordinatendifferenz von 90 kg die größte Steiggeschwindigkeit zu

$$w_{\max} = \frac{90 \cdot 30,1}{1200} = 2,25 \text{ m/sek}$$

gegenüber dem früheren Wert von 3,5 m/sek (Abb. 118). Demnach ist die größte Steiggeschwindigkeit beim Aufstieg auf 3000 m Höhe auf  $\frac{2}{3}$  des Anfangswertes gesunken.

Wollte man die Verhältnisse in noch größeren Höhen untersuchen, so würde man schließlich eine Höhe finden, bei der die Linien I und II einander gerade berühren, also gar keine Steigreserve mehr vorhanden ist. Diese Höhe bildet die Grenze, bis zu der das Flugzeug überhaupt noch gelangen kann, die sog. „Gipfelhöhe“. Ein Verfahren, die Gipfelhöhe rechnerisch zu bestimmen, ohne Verwendung der hier besprochenen Schaubilder, werden wir in Abschn. 29 kennen lernen. Hier sei nur noch folgende Bemerkung eingeschaltet.

Man hört oft die Meinung vertreten, der Aufstieg eines Flugzeuges in die Höhe sei nur dadurch begrenzt, daß die Motorleistung mit abnehmender Luftdichte zurückgeht; es wäre also möglich, unbegrenzt hoch zu steigen, und dazu noch bei wachsender Fluggeschwindigkeit, wenn es nur gelänge, das Arbeiten des Motors von der Höhenlage unabhängig zu machen. Diese Meinung ist nicht richtig, wie folgende Überlegung zeigt. Der geringstmögliche Flugzeugwiderstand steht zum Fluggewicht in einem festen Verhältnis (Gleitzahl), das unabhängig von der Höhe ist. Es ist also zum Fliegen eine von der Höhe unabhängige Mindestzugkraft des Propellers notwendig. Die zum Fliegen erforderliche Leistung gleich Propellerzugkraft mal Fluggeschwindigkeit wird in größeren Höhen immer größer, da die Gleichheit von Auftrieb und Gewicht eine vergrößerte Geschwindigkeit bei abnehmender Luftdichte erforderlich macht. Es genügt also keineswegs, einen Motor zu haben, dessen Leistung mit der Höhe nicht abfällt, vielmehr benötigt man eine um so größere Motorleistung, in je größeren Höhen man mit dem Flugzeug vorzudringen wünscht.

## 28. Einfluß des Fluggewichtes und der Tragflächengröße. Propellerauswahl.

Eine weitere Untersuchung, die man zweckmäßig an die Betrachtung der in den letzten Abschnitten entwickelten zeichnerischen Darstellungen anknüpfen kann, ist die über den Einfluß der Belastung auf die Flugleistungen. Ändert sich das Gesamtgewicht des Flugzeuges, ohne daß sonst irgendeine Veränderung eintritt, so bleibt die Linie II unverändert, die Linie I ändert sich allein. Zu einem beliebig angenommenen Anstellwinkel  $\alpha$  rechnet sich die Geschwindigkeit  $v$  nach der zu Beginn von Abschn. 27 angeschriebenen Formel, aus der hervorgeht, daß  $v$  mit der Quadratwurzel aus dem Gewicht  $G$  wächst. Die Größe der erforderlichen Zugkraft  $Z$  ist jedoch, wie man aus der zweiten dort verwendeten Formel ersieht, dem Gewicht  $G$  selbst direkt proportional. Nehmen wir, um ein recht deutliches Resultat zu erhalten, an, die Belastung des im früheren Beispiel behandelten Flugzeuges würde um 200 kg vermehrt, so daß das Gesamtgewicht  $G = 1400$  kg gegenüber bisher 1200 kg betrage. In unserer Tabelle für  $\alpha$ ,  $v$  und  $Z$  sind dann die Werte von  $v$  mit  $\sqrt{1400:1200} = 1,08$ , die von  $Z$  mit  $1400:1200 = 1,16$  zu multiplizieren. Daraus ergibt sich nach S. 183 für Flug in Bodennähe:

$\alpha = 0^{\circ}$	$v = 47,7$ m/sek	$Z = 307$ kg
$2^{\circ}$	39,5 "	205 "
$4^{\circ}$	33,9 "	170 "
$6^{\circ}$	30,2 "	155 "
$8^{\circ}$	27,9 "	159 "
$12^{\circ}$	24,6 "	175 "
$16^{\circ}$	24,0 "	197 "

In Abb. 121 ist die entsprechende Linie I entworfen und dazu die Linie II aus Abb. 116 herübergenommen. Der Schnittpunkt  $A$  liegt wieder bei rund 42 m/sek; ein merklicher Abfall an Geschwindigkeit durch Aufnahme der Belastung tritt also in unserm Fall nicht ein. Sehr merklich ist dagegen die Abnahme der Steigfähigkeit; der Abstand der beiden Linien an der Stelle  $C$ , die ungefähr der größten Steiggeschwindigkeit entspricht, d. h. der

maßgebende Überschuß an Zugkraft ist von 145 kg auf 120 kg, also um mehr als 17 vH gesunken. Da die Abszisse von C etwa 30,2 m/sek beträgt, ist die größte Steiggeschwindigkeit jetzt  $\frac{120 \cdot 30,2}{1400} = 2,6$  m/sek gegenüber dem früheren Wert von 3,5 m/sek.

Die Erhöhung des Fluggewichtes von 1200 auf 1400 kg ergab also etwa 26 vH Verlust an Steigfähigkeit. Man wird durchschnittlich sagen können, daß bei kleinen Belastungsveränderungen eines Flugzeuges der Verlust an Steiggeschwindigkeit prozentual ungefähr doppelt so groß ist, als die Änderung des Gesamtgewichtes.

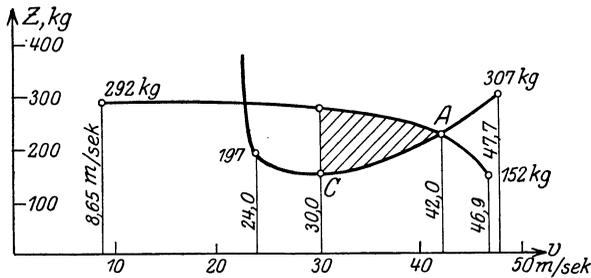


Abb. 121. Zugkraftlinien für erhöhte Belastung.

Ohne weiteres läßt sich auch der gleichzeitige Einfluß von Mehrbelastung und Luftverdünnung (Höhenflug) feststellen. Wenn wir in der Tabelle auf Seite 191 für Höhenflug in 3000 m die Werte von  $v$  mit 1,08, die von  $Z$  mit 1,16 multiplizieren, so erhalten wir:

$\alpha = 0^\circ$	$v = 55,5$ m/sek	$Z = 307$ kg
$2^\circ$	45,9 "	205 "
$4^\circ$	39,4 "	170 "
$6^\circ$	35,1 "	155 "
$8^\circ$	32,4 "	159 "
$12^\circ$	28,6 "	175 "
$16^\circ$	27,9 "	179 "

Diesen Zahlen entspricht die Linie I in Abb. 122, in der dazu die Linie II von Abb. 119 eingetragen wurde. Man sieht, daß hier beim Flug in 3000 m Höhe der Einfluß der

Gewichtsvermehrung noch bedeutender ist. Der Ordinatenabstand bei *C* weist einen Kraftüberschuß von 58 kg bei der Geschwindigkeit  $v' = 35$  m/sek auf, also eine Steiggeschwindigkeit  $w$  von  $w = \frac{58 \cdot 35}{1400} = 1,45$  m/sek gegenüber der besten Steiggeschwindigkeit von  $w = 2,25$  m/sek bei 1200 kg Fluggewicht (S. 193). Die Steiggeschwindigkeit in 3000 m Höhe hat wegen der Gewichtszunahme um 36 vH nachgelassen, also um einen größeren prozentualen Anteil als in Bodennähe, wo es etwa nur 26 vH waren.

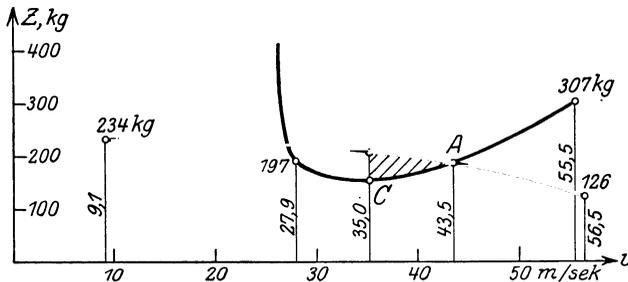


Abb. 122. Zugkraftlinien für Höhenflug bei erhöhter Belastung.

Die größte erreichbare Höhe nimmt mit zunehmender Belastung sehr stark ab.

In ganz ähnlicher Weise lassen sich Betrachtungen über den Einfluß der Flächenbelastung, also der Belastung pro  $m^2$  der Tragfläche anstellen. Insbesondere ist es, gerade für die Konstruktion von Flugzeugen (s. Abschn. 29) von Wichtigkeit zu wissen, wie sich die Wagerechtgeschwindigkeit mit der Flächenbelastung ändert. Um diese Frage zu beantworten, gehen wir wieder von Abb. 116 aus, in der die Kurve *II*, als von der Flächenbelastung unabhängig, unverändert bleibt. Die Kurve *I* ist das mathematische Bild der Beziehung:

$$Z = \frac{G}{c_a} \left( c_w + 1,3 \frac{f}{F} \right) = G \cdot \frac{c_w}{c_a} + 1,3 \frac{f}{c_a} \cdot \frac{G}{F}$$

oder, wenn wir für die Flächenbelastung  $\frac{G}{F}$  den Buchstaben *p* einführen:

$$Z = G \cdot \frac{c_w}{c_a} + 1,3 \frac{f}{c_a} \cdot p.$$

Dazu tritt die erste der Gleichgewichtsbedingungen, die nach  $v$  aufgelöst lautet:

$$v = \frac{\sqrt{p}}{\sqrt{c_a \cdot \rho/2}}.$$

In dem Beispiel der Abb. 116 betrug  $p = 1200 : 35 = 34,3 \text{ kg/m}^2$ . Wir wollen jetzt ein Flugzeug wählen, das unter sonst genau gleichen Bedingungen eine Flächenbelastung von  $42 \text{ kg/m}^2$  besitzt. Da wir das Gewicht  $1200 \text{ kg}$  unverändert lassen, würde das bedeuten, daß die Tragfläche statt  $35 \text{ m}^2$  jetzt  $28,6 \text{ m}^2$  groß ist. Wir erhalten dann die neuen  $v$ -Werte durch Multiplikation der auf

S. 183 angegebenen mit  $\sqrt{\frac{42}{34,3}} = \sqrt{1,225} = 1,108 \sim 1,11$ , also

z. B. für  $\alpha = 2^\circ$   $v = 1,11 \cdot 36,6 = 40,6 \text{ m/sek}$ , und ebenso die anderen Werte. Die Werte der erforderlichen Zugkraft müssen wir dagegen direkt berechnen. Es ist nach der oben angegebenen Formel für  $Z$ :

$$Z = 1200 \cdot \frac{c_w}{c_a} + 1,3 \cdot \frac{0,9}{c_a} \cdot 42 = 1200 \cdot \frac{c_w}{c_a} + \frac{49,1}{c_a}.$$

Entnehmen wir wieder den Abb. 22 und 23 die für die Anstellwinkel  $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 12^\circ, 16^\circ$  und  $18^\circ$  aufgetragenen Werte  $c_a$  und  $c_w$ , so können wir für diese Anstellwinkel  $Z$  berechnen und erhalten schließlich folgende Zuordnung:

$\alpha = 0^\circ;$	$v = 48,9 \text{ m/sek};$	$Z = 304 \text{ kg}$
$= 2^\circ;$	$= 40,6 \text{ "};$	$= 196 \text{ "}$
$= 4^\circ;$	$= 34,7 \text{ "};$	$= 160 \text{ "}$
$= 6^\circ;$	$= 31,0 \text{ "};$	$= 147 \text{ "}$
$= 8^\circ;$	$= 28,6 \text{ "};$	$= 148 \text{ "}$
$= 12^\circ;$	$= 25,2 \text{ "};$	$= 158 \text{ "}$
$= 16^\circ;$	$= 24,6 \text{ "};$	$= 213 \text{ "}$
$= 18^\circ;$	$= 24,4 \text{ "};$	$= 282 \text{ "}$

In Abb. 123 ist  $Z$  als Funktion von  $v$  aufgetragen. Das ergibt die Linie  $I$ . Linie  $II$  ist unverändert aus Abb. 116 entnommen, desgleichen (gestrichelt gezeichnet) Linie ( $I$ ) der Abb. 116, welche die erforderliche Zugkraft bei einer Flächenbelastung von  $34,3 \text{ kg/m}^2$  darstellt. Man erkennt, daß der Einfluß der geänderten Flächenbelastung sich in dem Schaubild durch eine

Verschiebung der Linie  $I$  gegenüber der Linie  $(I)$ , und zwar nach rechts, auswirkt. Das hat für unseren Fall eine Vergrößerung der Wagerechthgeschwindigkeit von etwa 42 m/sek auf 44 m/sek zur Folge. Die Gebiete, in denen ohne Umkehr der Steuerwirkung geflogen werden kann, überschneiden sich in  $(I)$  und  $I$ . Es sind deshalb nur die beiden Gebieten nicht gemeinsamen Teile schraffiert. Man erkennt, daß das Geschwindigkeitsgebiet, in dem geflogen werden kann, im Falle der größeren Flächenbelastung kleiner ist.

Um den Einfluß der Flächenbelastung auch in 3000 m Höhe zu untersuchen, übertragen wir die Linie  $II$  der Abb. 119 oder

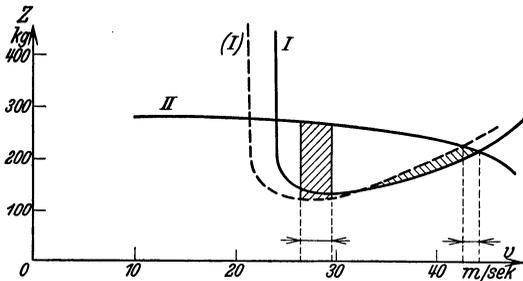


Abb. 123. Zugkraftlinien bei veränderter Flächenbelastung.

122 nach Abb. 124. Da die Ordinaten der Linie  $I$  ungeändert bleiben, die Abszissen aber mit dem Verhältnis der Wurzel aus den Luftdichten multipliziert werden müssen, erhält man  $I$ , indem man die  $v$ -Werte der letzten Tafel mit  $\sqrt{\frac{1,25}{0,93}} = 1,16$

multipliziert und zu diesen neu gewonnenen Werten die  $Z$ -Werte aus der letzten Tafel aufträgt. In die so entstehende Abb. 124 ist außerdem wieder die aus Abb. 119 entnommene Linie  $(I)$  vergleichshalber eingezeichnet. Man erkennt, daß in einer Höhe von 3000 m der Einfluß der Flächenbelastung auf die Änderung der Fluggeschwindigkeit nahezu unwirksam bleibt, wogegen ein „Überziehen“ in dieser Höhe sehr viel leichter eintritt als bei einem Flugzeug mit geringerer Flächenbelastung. Für ein Höhenflugzeug ist also zu große Flächenbelastung in jedem Falle ungünstig, bei einem Streckenflugzeug dagegen ist wegen der Erhöhung der Fluggeschwindigkeit die Flächenbelastung, soweit

nicht andere Gründe dagegen sprechen (Landung), möglichst hoch zu wählen.

Man kann schließlich an den hier in Rede stehenden Diagrammen noch eine weitere, im praktischen Flugbetrieb sehr wichtige Frage studieren, nämlich die der Auswahl des richtigen Propellers für ein Flugzeug. Es ist selbstverständlich, daß man Luftschrauben von möglichst hohem Wirkungsgrad verlangt. Aber da wir an unserer Abb. 75 erkannt haben, daß der Wirkungsgrad vom jeweiligen Wert des Fortschrittsgrades  $v : U$  abhängt, sich also für die verschiedenen Flugzustände verschieden ergibt, so folgt, daß die Frage nicht so einfach zu lösen ist. Wie viel der Unter-

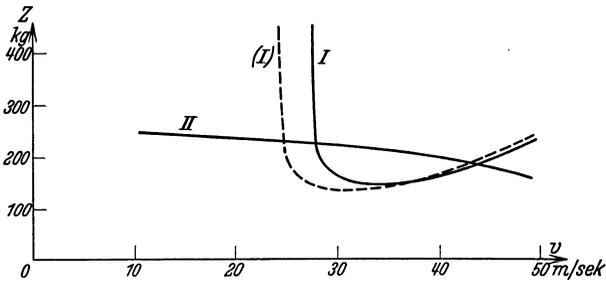


Abb. 124. Zugkraftlinien bei veränderter Flächenbelastung und Höhe.

schied in den Wirkungsgraden ausmachen kann, wollen wir uns an dem Beispiel, das in Abb. 119 und 120 zum Ausdruck kommt (also Flug in 3000 m Höhe bei  $G = 1200$  kg), klarmachen. Die Abb. 119 zeigt, daß der dem Wagrechtflug entsprechende Punkt A bei rund 44 m/sek liegt. Dieser Geschwindigkeit entspricht nach Abb. 120 eine Drehzahl von 1460/Min., somit eine Umfangsgeschwindigkeit des Propellers von  $U = \frac{2,8 \cdot 1460}{19,1} = 215$  m/sek (Propellerdurchmesser  $D = 2,8$  m). Der Fortschrittsgrad ist  $\frac{v}{U} = \frac{44}{215} = 0,205$ . Bei diesem Fortschrittsgrad hat nach Abb. 75 die Luftschraube einen Wirkungsgrad von ungefähr 72 vH. Die Geschwindigkeit des besten Steigens beträgt etwa 30 m/sek, dem entspricht nach Abb. 120 eine Drehzahl von 1360, somit eine Umfangsgeschwindigkeit von  $U = \frac{2,8 \cdot 1360}{19,1} = 200$  m/sek

und ein Fortschrittsgrad von  $\frac{v}{U} = \frac{30}{200} = 0,15$ . Hierfür zeigt

Abb. 75 einen Propellerwirkungsgrad von nur etwa 57 vH. Der Unterschied, der also beim Steigen gewissermaßen verloren geht, beträgt rund 15 vH, d. i. einen ganz beträchtlichen Teil der Motorleistung. Hinzu kommt noch der Drehzahlabfall von 1460/Min im Wagrechtflug auf 1360/Min im Steigflug, dem ein Leistungsabfall des Motors entspricht.

Beachtet man, daß nach Abb. 75 der Wirkungsgrad der Luftschraube erst bei etwa  $v:U = 0,25$  seinen Höchstwert erreicht, so wird man verstehen, daß diese Luftschraube für unser Flugzeug, wenigstens beim Flug in 3000 m Höhe, nicht geeignet ist. Denn ihr günstigster Wirkungsgrad liegt außerhalb des ganzen Bereiches der Betriebszustände zwischen Wagrechtflug und stärkstem Steigen. Aber die Frage bleibt offen: Wie soll man die Luftschraube in jedem Fall wählen, wann soll der Höchstwert des Wirkungsgrades erreicht sein, beim Steigen oder beim Wagrechtflug? Die Antwort darauf läßt sich nicht allgemein geben, sondern man erkennt, daß hier gerade eine gewisse Freiheit in der Verwendungsmöglichkeit eines Flugzeuges besteht. Je nachdem man den Propeller so wählt, daß er bei größerem oder geringerem Wert von  $v:U$  den höchsten Wirkungsgrad erreicht, hat man die Motorleistung mehr zur Erzielung von Wagrechtgeschwindigkeit oder zur Erreichung von Steigfähigkeit ausgenutzt. Man spricht im ersten Fall von einem „Geschwindigkeits-“, im letzten Fall von einem „Steigpropeller“. Am günstigsten ist es natürlich, eine Luftschraube mit verstellbaren Blättern zu benutzen. Man erreicht damit nicht nur für jeden Betriebszustand den jeweils bestmöglichen Wirkungsgrad, sondern kann auch den Drehzahlabfall und damit den Leistungsabfall des Motors vermeiden, vgl. die Ausführungen auf S. 126.

## 29. Steiggeschwindigkeit, Gipfelhöhe und Steigzeit.

Die Kurvenbilder, wie sie in den vorausgehenden Abschnitten entwickelt wurden, geben zwar den vollständigsten Einblick in die Verhältnisse des stationären Wagrecht- und Steigfluges, sie haben aber den Nachteil, daß sie nur nach verhältnismäßig

großer Mühe die Ergebnisse, nach denen gesucht wird, zu finden gestatten. Für die meisten Entwurfsrechnungen genügt es jedoch, einige vereinfachenden Annahmen zu treffen, die praktisch recht gut erfüllt sind, und die eine wesentlich raschere Bestimmung der Steigleistungen eines Flugzeuges ermöglichen.

Wir gehen wieder aus von den Gleichungen für Auftrieb und Widerstand des Flugzeuges, die wir schon wiederholt verwendet haben (S. 182).

$$G = A = c_a F \varrho \frac{v^2}{2}$$

$$W = c_w F \varrho \frac{v^2}{2} + 1,3 f \varrho \frac{v^2}{2} = \varrho F \frac{v^2}{2} \left( c_w + 1,3 \frac{f}{F} \right).$$

Der Klammerausdruck stellt einen auf die Tragfläche bezogenen Gesamtwiderstandsbeiwert des Flugzeuges dar. Wir wollen daher in folgendem den Klammerausdruck mit  $c_{wg}$  bezeichnen. Die Widerstandsgleichung nimmt dann die der Auftriebsgleichung vollkommen analoge Form an

$$W = c_{wg} F \varrho \frac{v^2}{2},$$

wobei

$$c_{wg} = c_w + 1,3 \frac{f}{F}$$

zu setzen ist. Division der Widerstandsgleichung durch die Auftriebsgleichung ergibt

$$\frac{W}{G} = \frac{c_{wg}}{c_a},$$

während wir die Geschwindigkeit  $v$ , wie schon wiederholt früher, aus der Auftriebsgleichung zu

$$v = \sqrt{\frac{G}{c_a \cdot \varrho / 2 \cdot F}}$$

bestimmen.

Nun gehen wir dazu über, die beim Steigflug erforderliche Leistung zu berechnen. Beim Wagrechtflug hat die Leistung, wie auch schon früher angegeben wurde, einfach den Wert  $W \cdot v$ . Wenn der Motor gerade diese Leistung hergibt, findet wagrechter Flug statt, ein etwaiger Überschuß kann dazu dienen,

einen Anstieg zu bewirken. Nennen wir, wie oben, die Steiggeschwindigkeit  $w$ , so wird auf Hebearbeit der Leistungsbetrag  $G \cdot w$  verwendet und die gesamte vom Propeller auf das Flugzeug übertragene Leistung  $L$  verteilt sich auf Zugleistung  $W \cdot v$  und Steigleistung  $G \cdot w$ . Wir haben also

$$L = W \cdot v + G \cdot w,$$

woraus die Steiggeschwindigkeit sich rechnet zu

$$w = \frac{L}{G} - \frac{W}{G} \cdot v = \frac{L}{G} - \frac{c_{wg}}{c_a} \cdot v,$$

oder, wenn wir für  $v$  den vorhin ermittelten Wert einsetzen:

$$w = \frac{L}{G} - \frac{c_{wg}}{c_a} \sqrt{\frac{G}{c_a \cdot \rho / 2 \cdot F}} = \frac{L}{G} - \sqrt{\frac{c_{wg}^2}{c_a^3} \cdot \frac{2}{\rho} \cdot \frac{G}{F}}.$$

Bis hierher ist noch keinerlei willkürliche Annahme zur Vereinfachung der Rechnung gemacht worden; die Formel ist noch ebenso genau richtig, wie alles, was in den früheren Abschnitten gerechnet wurde<sup>1)</sup>.

Wollen wir aber die abgeleitete Gleichung wirklich anwenden, um die Steiggeschwindigkeit  $w$  in einem bestimmten Fall zu berechnen, so finden wir zunächst, daß rechts noch sehr viel Unbekanntes steht. Unveränderlich oder als gegeben anzusehen sind von den Größen auf der rechten Seite nur  $G$  und  $F$ , Gewicht und Tragfläche, wobei wir den Quotienten  $G:F$  auch durch die „Flächenbelastung“  $p$  ersetzt denken können. Die Beiwerte  $c_{wg}$  und  $c_a$ , die in der charakteristischen Verbindung  $c_{wg}^2/c_a^3$  auftreten, sind, wenn das Tragflügelprofil festliegt, noch Funktionen des Anstellwinkels, und wir wissen vorerst noch nicht, mit welchem Anstellwinkel geflogen wird. Die Luftdichte  $\rho$ , die von der augenblicklichen Höhenlage  $h$  abhängt, dürfen wir als gegebene Veränderliche betrachten. Die größte Schwierigkeit steckt aber in der Größe  $L$ . Schon die vom Motor abgegebene und von der Luftschraube aufgenommene Leistung ist, ganz abgesehen von dem Einfluß der Höhenlage, von der Umlaufzahl (entsprechend der Bremslinie des Motors, Abschnitt 20) abhängig,

<sup>1)</sup> Gewisse auch früher schon gemachte Vernachlässigungen (vgl. Anm. S. 186) sind auch in der obigen Formel enthalten.

und diese bestimmt sich eben aus der Gesamtheit der Gleichgewichtsbedingungen. Unser  $L$  bezeichnet aber die von der Schraube abgegebene Leistung, die aus der eben genannten durch Multiplikation mit dem Luftschraubenwirkungsgrad  $\eta$  hervorgeht. Dieser ist wieder, wie in Abschnitt 16 gezeigt wurde, Funktion des Fortschrittsgrades der Luftschraube, dessen Wert uns auch nicht von vornherein bekannt ist. Es gibt kein anderes Mittel, alle diese Einflüsse und Abhängigkeiten richtig in Rechnung zu stellen, als eben die Durchführung des zeichnerischen Verfahrens unserer Abschnitte 24 bis 28. Durch eine Reihe von vereinfachenden Annahmen können wir jedoch das erwähnte Verfahren umgehen, ohne dadurch die Ergebnisse wesentlich zu fälschen. Zunächst machen wir uns für den Steigflug frei von der Veränderlichkeit der Motordrehzahl. Im günstigsten Steigflug ist die Drehzahl des Motors bei Verwendung von Luftschrauben mit unverstellbaren Blättern etwa 10 vH niedriger als im Wagrechtflug, wenn beide Male Vollgasstellung vorausgesetzt wird. Dies trifft angenähert auch für unser früheres Beispiel zu, wie man sich an Hand der Abb. 113 und 118 überzeugen kann. Bei Verstellblattpropellern können wir die Motordrehzahl im Steigflug gleich der höchstzulässigen Vollleistungsdrehzahl annehmen. Weiterhin ist die Fluggeschwindigkeit des besten Steigens mit der Höhe nicht sehr stark veränderlich. In unserm Beispiel lag sie in Bodennähe bei etwa 29 m/sek, in 3000 m Höhe bei etwa 30 m/sek. Man wird also die Fluggeschwindigkeit des besten Steigens für eine mittlere Höhe bestimmen und annehmen, daß die Fluggeschwindigkeit beim Aufsteigen vom Boden bis zur Gipfelhöhe unverändert bleibt. Jetzt ist auch der Fortschrittsgrad  $v/U$  und damit der Propellerwirkungsgrad eine feste von der Höhe unabhängige Größe.

Um in größerer Höhe mit der gleichen Geschwindigkeit fliegen zu können wie in Bodennähe, muß der Anstellwinkel  $\alpha$  und der Auftriebsbeiwert  $c_a$  der Tragfläche vergrößert werden. Wir müssen also die Abhängigkeit des Ausdrucks  $c_{wg}^2/c_a^3$  von  $c_a$  oder  $\alpha$  kennen. Für unser Beispiel war die schädliche Fläche des Flugzeuges  $f = 0,9 \text{ m}^2$ , die Tragflächengröße  $F = 35 \text{ m}^2$ , es ist also

$$c_{wg} = c_w + \frac{1,3 \cdot 0,9}{35} = c_w + 0,033.$$

Der Widerstandsbeiwert  $c_w$  der Tragfläche ist in Abhängigkeit vom Auftriebsbeiwert  $c_a$  der Polaren Abb. 26 zu entnehmen. Es ergibt sich z. B. für  $c_a = 0,6$  ein Widerstandsbeiwert der Tragfläche von  $c_w = 0,035$ , also ein Gesamtwiderstandsbeiwert von  $c_{wg} = 0,035 + 0,033 = 0,068$ . Der Ausdruck  $c_{wg}^2/c_a^3$  nimmt für  $c_a = 0,6$  den Wert an

$$\frac{c_{wg}^2}{c_a^3} = \frac{0,068^2}{0,6^3} = 0,021.$$

In der gleichen Weise sind weitere Wertepaare  $c_a$  und  $c_{wg}^2/c_a^3$  ausgerechnet und in Abb. 125 aufgetragen worden. Den Auftriebsbeiwert  $c_a$  können wir aus der Auftriebsgleichung ermitteln

$$c_a = \frac{G}{F \cdot \rho \cdot v^2 / 2}.$$

Fluggewicht  $G$  und Tragflächengröße  $F$  sind bekannt, die Fluggeschwindigkeit  $v$  wird nach den oben erwähnten Gesichtspunkten festgelegt, die Luftdichte  $\rho$  ist eine bekannte Funktion der Höhe. Es läßt sich also für jede Höhe die Auftriebsbeizahl  $c_a$  und damit nach Abb. 125  $c_{wg}^2/c_a^3$  angeben. Setzen wir für unser Beispiel  $G = 1200$  kg,

$F = 35$  m<sup>2</sup>,  $v = 30$  m/sek und die Luftdichte am Boden  $\rho_0 = 0,125$  ein, so erhalten wir

$$c_a = \frac{1200 \rho_0 / \rho}{35 \cdot 0,125 \cdot 450} = \frac{0,61}{\rho / \rho_0}.$$

Das Verhältnis  $\rho / \rho_0$  ist bis zu 10 km Höhe auf S. 19 angegeben.

In 4000 m Höhe ist z. B.  $\rho / \rho_0 = 0,65$ , also  $c_a = \frac{0,61}{0,65} = 0,94$

und nach Abb. 125  $c_{wg}^2/c_a^3 = 0,014$ . Rechnet man in der gleichen Weise  $c_{wg}^2/c_a^3$  für andere Höhen aus, so erhält man die in Abb. 126 dargestellte Kurve.

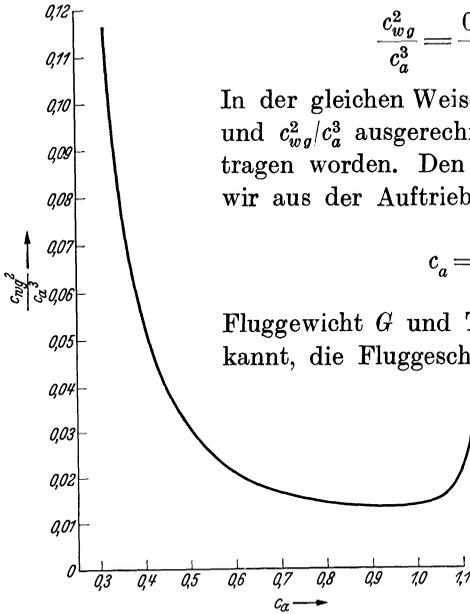


Abb. 125.  $c_{wg}^2/c_a^3$  über  $c_a$ .

In der Gleichung für die Steiggeschwindigkeit ist jetzt nur noch die Motorleistung in Abhängigkeit von der Höhe unbekannt. Die Normalleistung des Motors in Bodennähe bei der Drehzahl des Steigens sei  $N_0$  in PS gemessen. Für die Leistung in der Höhe  $h$  schreiben wir  $N = N_0 \cdot \nu$ , wobei  $\nu$  eine von  $h$  abhängige „Abminderungszahl“ bezeichnet. Für  $L$  ist dann  $75 \eta \cdot N_0 \cdot \nu$  zu setzen, wobei in dem „Wirkungsgrad“  $\eta$  streng genommen nicht nur der Unterschied zwischen der vom Propeller aufgenommenen und abgegebenen Leistung, sondern auch noch die eventuelle Leistungsverminderung des Motors infolge des Tourenabfalls beim Steigen steckt. Für die Steiggeschwindigkeit  $w$  erhalten wir so:

$$w = 75 \eta \cdot \frac{N_0}{G} \cdot \nu \cdot \sqrt{\frac{c_{wg}^2}{c_a^3} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\rho}}$$

Der Wirkungsgrad läßt sich bestimmen, wenn die Propellerkennlinien gegeben sind, da aus Fluggeschwindigkeit  $v$  und Drehzahl  $n$  sich der Fortschrittsgrad  $v/U$  des Propellers ermitteln läßt. Auf S. 200 wurde für den Propeller der Abb. 72 im Steigflug ein Wirkungsgrad von  $\eta = 0,57$  errechnet. Wenn jetzt noch die Leistungsabminderungszahl des Motors in Abhängigkeit von der Höhe gegeben ist, dann läßt sich für jede Flächenbelastung  $G/F$  und für jede Leistungsbelastung  $G/N_0$  die Steiggeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Höhe ermitteln. Die in Abb. 127 dargestellten Werte des Abminderungsfaktors  $\nu$  kann man als Durchschnittswerte verwenden, wenn keine genaueren Angaben über den Verlauf der Motorleistung in Abhängigkeit von der Höhe vorliegen und wenn es sich nicht um einen ausgesprochenen Höhenmotor handelt (siehe Abschnitt 20).

Wir wollen jetzt unter Zugrundelegung der Kurve von Abb. 127 die Steiggeschwindigkeiten für unser Flugzeug mit

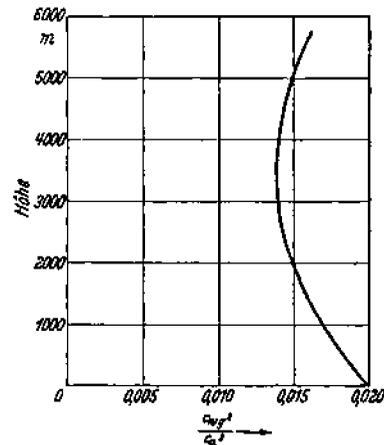


Abb. 126.  $c_{wg}^2/c_a^3$  über der Höhe.

der Flächenbelastung  $\frac{G}{F} = 34,3 \text{ kg/m}^2$  berechnen. Als Bodenleistung  $N_0$  setzen wir die Leistung des Motors mit den Kennlinien nach Abb. 88 für  $n = 1360/\text{Min}$  ein. Das Motormoment bei  $n = 1360/\text{Min}$  ist  $M = 101 \text{ mkg}$ , also die Leistung nach der Formel von S. 141

$$N_0 = \frac{M \cdot n}{716} = \frac{101 \cdot 1360}{716} = 192 \text{ PS.}$$

Die Gleichung für die Steiggeschwindigkeit heißt dann mit

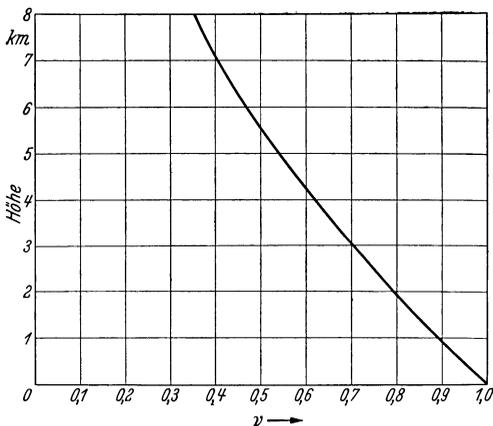


Abb. 127. Abminderungszahl  $\nu$  der Motorleistung mit der Höhe.

$$\eta = 0,57$$

$$w = \frac{75 \cdot 0,57 \cdot 192}{1200} \cdot \nu$$

$$= \sqrt{\frac{c_{wg}^2}{c_a^3} \cdot 34,3 \cdot 16 \cdot \frac{\rho_0}{\rho}}$$

oder

$$w = 6,82 \nu$$

$$= \sqrt{550 \frac{c_{wg}^2}{c_a^3} \cdot \frac{\rho_0}{\rho}}$$

Für die Bodennähe  $h = 0$  ist  $\nu = 1$ ,

$$\frac{\rho_0}{\rho} = 1, \quad \frac{c_{wg}^2}{c_a^3} = 0,020,$$

$$\text{also } w = 6,82 - 3,32$$

$= 3,50 \text{ m/sek}$ , ein Ergebnis, welches wir bereits auf S. 189 gewonnen hatten. Für  $h = 2000 \text{ m}$  ist  $\nu = 0,785$  (Abb. 127),

$$\frac{\rho_0}{\rho} = 0,81 \text{ (S. 19)}, \quad \frac{c_{wg}^2}{c_a^3} = 0,015 \text{ (Abb. 126)}, \text{ also } w = 5,35$$

$- 3,20 = 2,15 \text{ m/sek}$ . In der gleichen Weise sind die Steiggeschwindigkeiten für weitere Höhen ausgerechnet und in Abb. 128 aufgetragen worden. Die Steiggeschwindigkeit null wird etwa in  $4900 \text{ m}$  erreicht, dies ist die Gipfelhöhe des Flugzeuges.

Die Steigzeiten von  $1000$  zu  $1000 \text{ m}$  erhalten wir, indem wir  $1000$  durch die mittlere Steiggeschwindigkeit in dem betreffenden Intervall dividieren. Wir führen die Steigzeitberechnung in Form einer Tabelle durch.

h m	w m/sek	t sek für 1000 m	Steigzeit in	
			Sekunden	Minuten
0	3,15	316	316	5,2
1000	2,48	400	716	12,0
2000	1,80	455	1271	21,2
3000	1,10	910	2181	36,3

Die zweite Spalte enthält die mittleren Steigggeschwindigkeiten von 1000 zu 1000 m, also die Steigggeschwindigkeit in 500 m, in 1500 m, in 2500 m usw. Die dritte Spalte enthält die Steigzeiten für je 1000 m in sek ( $1000/w$ ). Die vierte Spalte enthält die gesamte Steigzeit bis zu der betreffenden Höhe in Sekunden, die fünfte Spalte die Steigzeit in Minuten. Das Ergebnis ist auch in Abb. 129 dargestellt. Die Kurve der Steigzeiten läuft asymptotisch in die Gipfelhöhe ein, d. h. die theoretische Gipfelhöhe, bei der die Steigzeit null ist, wird erst in unendlich langer Zeit erreicht. Wegen der praktischen Unerreichbarkeit der theoretischen Gipfelhöhe hat man den Begriff der Dienstgipfelhöhe eingeführt, die man so definiert, daß in dieser Höhe die Steigggeschwindigkeit gerade 0,5 m/sek beträgt.

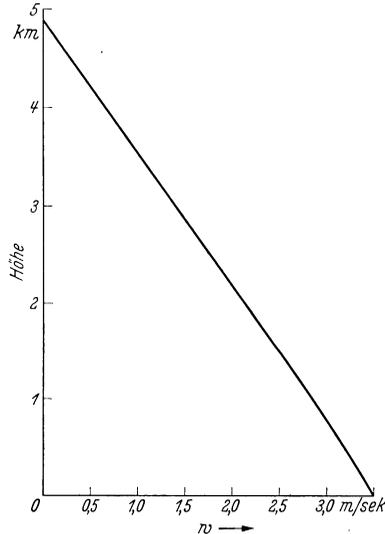


Abb. 128. Steigggeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Höhe.

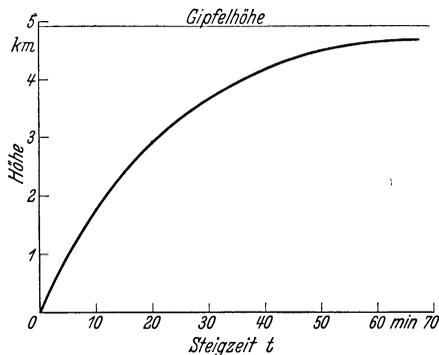


Abb. 129. Steigzeiten.

Die Dienstgipfelhöhe unseres Flugzeuges ist, wie man Abb. 128 entnimmt, 4300 m. Die Steigzeit bis zur Dienstgipfelhöhe ist nach Abb. 129 44 Minuten.

Wir können die Gipfelhöhe eines Flugzeuges auch direkt aus der Gleichung für die Steigggeschwindigkeit ermitteln, wenn wir darin  $w = 0$  setzen. Man erhält so

$$75 \frac{\eta N_0}{G} \nu = \sqrt{\frac{c_{wg}^2}{c_a^3} \frac{G}{F} \frac{2}{\rho}}$$

oder durch Quadrieren und Umordnen

$$\nu^2 \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{c_{wg}^2}{c_a^3} \frac{1}{350} \frac{G}{F} \left(\frac{G}{N_0}\right)^2 \frac{1}{\eta^2}.$$

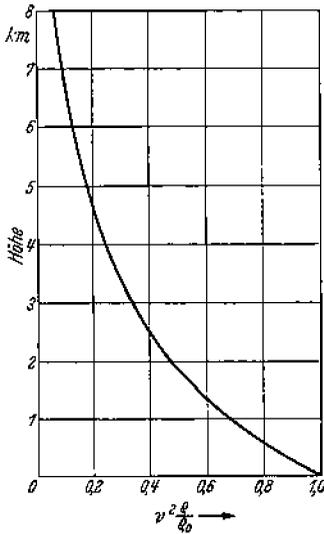


Abb. 130.  
 $\nu^2 \rho / \rho_0$  über der Höhe.

Die linke Seite hängt nur von der Höhe ab, sie ist für den Abminderungsfaktor  $\nu$  der Abb. 128 in Abb. 130 über der Höhe aufgetragen. Die Gipfelhöhe wird also um so größer, je kleiner  $c_{wg}^2/c_a^3$  ist (aerodynamische Güte des Flugzeuges), je kleiner die Flächenbelastung  $G/F$  ist (kleines Fluggewicht, große Tragfläche), je kleiner die Leistungsbelastung  $G/N_0$  ist (kleines Gewicht, hohe Motorleistung) und je

besser der Schraubenwirkungsgrad ist. Setzen wir unsere Werte

$$c_{wg}^2/c_a^3 = 0,015,$$

$$G/F = 34,3 \text{ kg/m}^2,$$

$$G/N_0 = 6,25 \text{ kg/PS},$$

$$\eta = 0,57$$

ein, so erhalten wir

$$\nu^2 \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{0,015}{350} \cdot 34,3 \cdot \frac{39,0}{0,325} = 0,175.$$

Dieser Wert wird nach Abb. 130 bei 4900 m erreicht. Wir haben also die gleiche Gipfelhöhe erhalten wie aus Abb. 128.

### 30. Leistungsberechnungen beim Entwurf eines Flugzeuges.

Wir wollen jetzt die wichtigsten derjenigen rechnerischen Überlegungen kurz zusammenfassen, die man beim Entwurf eines neuen Flugzeuges in der Regel anzustellen hat. Dabei kann es sich nicht darum handeln, hier eine vollständige Anweisung für die Berechnung einer neuen Type zu geben, sondern es soll nur auf die Punkte, die für eine solche Berechnung die wesentlichsten sind, hingewiesen werden.

Als bekannt vorausgesetzt wird die Motorleistung und das Gewicht der Triebwerksanlage (Motor mit Kühler, Luftschraube; Leitungen, Instrumente usw.). Weiter sei bekannt die Zuladung des Flugzeuges (Besatzung, Nutzlast, Betriebsstoff). Die erste Frage ist jetzt die nach dem Gewicht der Flugzeugzelle (Flugzeug ohne Triebwerksanlage), um das Gesamtfluggewicht feststellen zu können. Die genaue Ermittlung des Gewichtes der Flugzeugzelle kann man natürlich erst dann vornehmen, wenn die Konstruktion vorliegt. Für die ersten Entwurfsrechnungen ist man auf eine Schätzung angewiesen, die auf dem Vergleich mit früher gebauten ähnlichen Flugzeugen beruht. Wenn keine anderen Unterlagen vorliegen, kann man als ganz rohe Annahme das Gewicht der Flugzeugzelle gleich dem halben Gewicht der Triebwerksanlage plus Zuladung einsetzen. Das Fluggewicht ist dann also gleich dem 1,5fachen des Gewichtes von Triebwerksanlage plus Zuladung.

Die zweite Frage ist die nach der Tragflächengröße. Sie muß je nach dem Verwendungszweck des Flugzeuges unterschieden werden. Große Tragfläche (kleine Flächenbelastung) ergibt gutes Steigvermögen, hohe Gipfelhöhe (siehe S. 208), flache Gleitwinkel und geringe Landegeschwindigkeit (siehe S. 54). Flugzeuge mit kleiner Flächenbelastung sind auch im allgemeinen leichter zu fliegen, d. h. sie sind weniger empfindlich gegen Steuerfehler. Bei kleiner Tragfläche (großer Flächenbelastung) erreicht man etwas höhere Höchstgeschwindigkeiten, allerdings ist der Einfluß der Tragflächengröße auf die Fluggeschwindigkeit nicht sehr wesentlich. Man ersieht das aus Abb. 56, aus der hervorgeht, daß bei großen Geschwindigkeiten der Anteil des Tragflächenwiderstandes am Gesamtwiderstand

gering ist. Die gleiche Tatsache geht auch aus Abb. 123 hervor, die zeigt, daß eine Verringerung der Tragfläche von  $35 \text{ m}^2$  auf  $28,6 \text{ m}^2$  eine Erhöhung der Wagrechtgeschwindigkeit von nur  $2 \text{ m/sek}$  zur Folge hatte. In der Formel für die Gipfelhöhe auf S. 208 ging die Leistungsbelastung  $G/N$  im Quadrat, die Flächenbelastung  $G/F$  dagegen nur linear ein. Bei Flugzeugen mit kleiner Leistungsbelastung (großer Motorstärke im Verhältnis zum Fluggewicht) wird man daher eher eine hohe Flächenbelastung wählen, da diese Flugzeuge ohnedies gut steigen. Zur Verringerung der Landegeschwindigkeit wird man besondere Vorrichtungen, z. B. Flügelendklappen anordnen (siehe S. 62). Die üblichen Flächenbelastungen der Flugzeuge liegen zwischen  $40$  und  $60 \text{ kg/m}^2$ , doch geht man bei manchen Flugzeugtypen (Schnellverkehrsflugzeuge, Rennflugzeuge) noch erheblich über diese Werte hinaus.

Das Seitenverhältnis (Spannweitenquadrat zu Tragflächengröße) hat besonders auf die Steigleistungen Einfluß. Schmale Flügel von großer Spannweite ergeben flache Gleitwinkel (siehe S. 105) und hohe Steigggeschwindigkeiten. Die üblichen Seitenverhältnisse der Motorflugzeuge liegen zwischen  $6$  und  $8$ .

Die Gesichtspunkte für die Wahl des Tragflächenprofils hängen auch wieder mit dem Verwendungszweck des Flugzeuges zusammen. Wird der Hauptwert auf Geschwindigkeit gelegt, dann muß ein gutes Schnellflugprofil genommen werden (siehe S. 60). Besonders ist darauf zu achten, daß das Minimum des Widerstandsbeiwertes des Profils bei dem Auftriebsbeiwert des Wagrechtfluges erreicht wird. Das Profil mit der Polaren Abb. 26 hat bei etwa  $c_a = 0,4$  seinen kleinsten Widerstandsbeiwert. In unserem Beispiel erfolgt bei Vollgas der Wagrechtflug mit  $42 \text{ m/sek}$  (Abb. 116), also bei einem Auftriebsbeiwert von

$$c_a = \frac{G}{F \rho v^2 / 2} = \frac{1200 \cdot 16}{35 \cdot 1760} = 0,31.$$

Dieser Wert liegt noch einigermaßen im günstigen Bereich des Profils. Wünscht man besonders kleine Gerिंगstgeschwindigkeit, dann ist ein Auftriebsprofil zu wählen, wenn man nicht vorzieht, die gewünschten hohen Auftriebsbeiwerte durch Flügelendklappen usw. zu erreichen. Sammlungen von Profilmessungen findet man unter anderem in den mehrfach erwähnten „Ergeb-

nissen der aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen“ und in verschiedenen NACA Reports. Ein gutes Schnellflugprofil, das auch sonst günstige Eigenschaften besitzt, ist mit seinen Kennlinien in Abb. 27 wiedergegeben worden.

Nachdem die Tragflächenpolare und die Tragflächengröße festliegen, erfolgt die Abschätzung des schädlichen Widerstandes. Die Schwierigkeiten der Ermittlung des schädlichen Widerstandes der nichttragenden Flugzeugteile sind in Abschnitt 4 dargelegt worden. Wenn keine anderen Unterlagen vorliegen, kann man als ganz rohe Annahme die schädliche Fläche des Flugzeuges gleich 40 bis 50 vH des größten Rumpfquerschnittes setzen.

Nachdem alle vorstehend erwähnten Annahmen getroffen sind, lassen sich unter Verwendung der Motorkennlinien die Flugleistungen berechnen. Wir wollen diese Berechnung in der abgekürzten Form noch einmal an einem Beispiel im Zusammenhang durchführen.

Der Motor möge bei 2000 Umdrehungen in der Minute eine Bodenleistung von 220 PS haben. Seine Vollgasleistung bei 1800 Umdrehungen/Min in Abhängigkeit von der Höhe sei in Abb. 131 gegeben. Das Gewicht der Triebwerksanlage sei 300 kg, die Zuladung betrage 400 kg. Wir schätzen das gesamte Fluggewicht zu  $1,5 \times (300 + 400) = 1050$  kg. Die Flächenbelastung wählen wir zu  $60 \text{ kg/m}^2$ , das entspricht einer Tragflächengröße von  $17,5 \text{ m}^2$ . Als Profil werde das in Abb. 27 mit seinen Kennlinien Abb. 30 dargestellte verwendet. Der Rumpfquerschnitt betrage  $1,0 \text{ m}^2$ , die schädliche Fläche des Gesamtflugzeuges  $0,4 \text{ m}^2$ . Der Gesamtwiderstandsbeiwert des Flugzeuges ist nach S. 201

$$c_{wg} = c_w + 1,3 \frac{f}{F} = c_w + 1,3 \frac{0,4}{17,5} = c_w + 0,03.$$

Wir bestimmen zunächst die Höchstgeschwindigkeit des Flug-

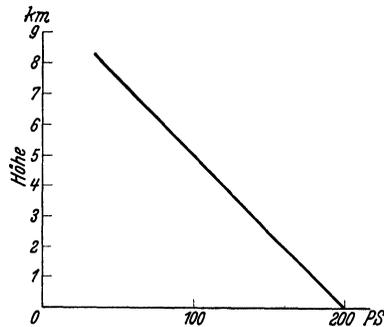


Abb. 131.

Abfall der Motorleistung mit der Höhe bei 1800 Umdreh./Min.

zeuges in Bodennähe. Die Widerstandsleistung ist mit  $\rho = 0,125$

$$Wv = (c_w + 0,03) F \cdot \rho \frac{v^3}{2} = (c_w + 0,03) \cdot 1,09 v^3 \text{ mkg/sek.}$$

Die Propellerleistung ist, wenn wir für den Propellerwirkungsgrad  $\eta = 0,75$  einsetzen,

$$75 N \eta = 220 \cdot 0,75 \cdot 75 = 12\,400 \text{ kgm/sek.}$$

Durch Gleichsetzen der beiden Leistungen erhält man eine Gleichung für die Geschwindigkeit

$$v = \sqrt[3]{\frac{11\,300}{c_w + 0,03}}.$$

Hierin hängt  $c_w$  noch von  $c_a$  und dieses wiederum von  $v$  ab:

$$c_a = \frac{G}{F \rho v^2 / 2} = \frac{960}{v^2}.$$

Wir schätzen zunächst  $c_a = 0,20$  und erhalten damit nach Abb. 30  $c_{wp} = 0,009$ . Der Widerstandsbeiwert  $c_w$  der Tragfläche setzt sich aus diesem Profilwiderstandsbeiwert und dem Beiwert  $c_{wi}$  des induzierten Widerstandes zusammen, für den wir auf S. 74 die Formel

$$c_{wi} = \frac{1}{\pi} \frac{c_a^2}{b^2 / F}$$

gewonnen hatten. Wir nehmen ein Seitenverhältnis  $\frac{b^2}{F} = 6,0$

an und erhalten für  $c_a = 0,20$   $c_{wi} = \frac{1}{\pi} \cdot \frac{0,20^2}{6} = 0,002$ . Der Widerstandsbeiwert der Tragfläche ist also

$$c_w = c_{wp} + c_{wi} = 0,0090 + 0,0020 = 0,0110,$$

und man erhält aus der Gleichung für die Geschwindigkeit

$$v = \sqrt[3]{\frac{11\,300}{0,011 + 0,030}} = 65 \text{ m/sek.}$$

Wir prüfen jetzt den geschätzten  $c_a$ -Wert nach, indem wir berechnen

$$c_a = \frac{960}{v^2} = \frac{960}{65^2} = 0,23.$$

Für diesen Wert ist  $c_{wp} =$  etwa unverändert  $0,0090$  und

$c_{wi} = \frac{1}{\pi} \cdot \frac{0,23^2}{6} = 0,003$ , also  $c_w = 0,012$ . Damit erhält man eine berichtigte Geschwindigkeit von

$$v = \sqrt[3]{\frac{11300}{0,012 + 0,030}} = 64,6 \text{ m/sek.}$$

Die neuerliche Nachprüfung des  $c_a$ -Wertes ergibt fast unverändert

$$c_a = \frac{960}{64,6^2} \approx 0,23,$$

so daß  $v_{\max} = 3,6 \cdot 64,6 = 232 \text{ km/Std}$  die gesuchte Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe darstellt. Wir haben durch die Annahme von  $c_a$  und die nachträgliche Berichtigung der hierfür errechneten Geschwindigkeit die zeichnerische Ermittlung der Wagrechtgeschwindigkeit nach Abb. 116 erspart.

Die Geringstgeschwindigkeit, mit der geflogen werden kann, erhalten wir aus der Gleichung

$$v_{\min} = \sqrt{\frac{960}{c_{a \max}}} = \sqrt{\frac{960}{1,59}} = 24,5 \text{ m/sek,}$$

oder

$$v_{\min} = 88 \text{ km/Std.}$$

Der Propellerschub bei der Wagrechtgeschwindigkeit beträgt

$$S = W = (c_w + 0,03) F \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} = 0,042 \cdot 17,5 \cdot \frac{64,6^2}{16} = 192 \text{ kg.}$$

Wir wollen einen Propeller zugrunde legen, der bei der Wagrechtgeschwindigkeit seinen besten Wirkungsgrad hat. Der günstigste Propellerdurchmesser ist nach S. 123

$$D = 28 \sqrt[4]{\frac{S}{n^2}} = 28 \sqrt[4]{\frac{192}{2000^2}} = 2,3 \text{ m.}$$

Die Umfangsgeschwindigkeit beträgt

$$U = \frac{2,30 \cdot 2000}{19,1} = 240 \text{ m/sek,}$$

der Fortschrittsgrad beträgt

$$\frac{v}{U} = \frac{64,6}{240} = 0,27.$$

Der beste Wirkungsgrad des Propellers ist nach Abb. 69, wenn

wir eine Holzluftschraube annehmen,  $\eta_{\max} = 0,79$ . Dieser Wirkungsgrad ist infolge des Rumpfeinflusses noch zu reduzieren. Nehmen wir einen Rumpfdurchmesser hinter der Luftschraube von 1 m an, dann ist das Verhältnis Rumpfdurchmesser zu Propellerdurchmesser 0,41 und nach Abb. 76 der Reduktionsfaktor 0,95. Wir haben also  $\eta = 0,79 \times 0,95 = 0,75$ . Das ist der gleiche Wert, den wir bei Berechnung der Wagrechtgeschwindigkeit eingesetzt haben. Bei  $\frac{v}{U} = 0,27$  ist also der Höchstwert des Wirkungsgrades zu  $\eta = 0,75$  erreicht. Unter Zugrundelegung

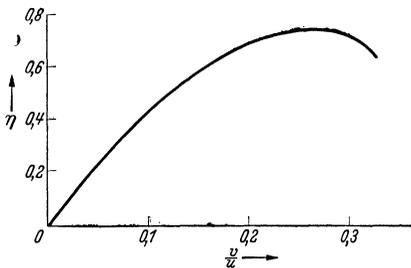


Abb. 132. Propellerwirkungsgrad.

der Abb. 71 können wir jetzt die Wirkungsgradkurve unserer Luftschraube ermitteln, indem wir die Abszissen der Abb. 71 mit 0,27 und die Ordinaten mit 0,75 multiplizieren. Man erhält so die in Abb. 132 gezeichnete Wirkungsgradkurve.

Wir bestimmen jetzt mit Hilfe der Gleichung für die Steiggeschwindigkeit auf S. 205

$$w = 75 \eta \frac{N_0 \nu}{G} - \sqrt{\frac{c_{wg}^2}{c_a^3} \cdot \frac{G}{F} \cdot \frac{2}{\rho}}$$

die Fluggeschwindigkeit des besten Steigens für eine Höhe von  $h = 3000$  m. Die Drehzahl des Motors wird zu  $n = 1800/\text{Min}$  angenommen (10 vH Drehzahlabfall gegenüber dem Wagrechtflug), die Umfangsgeschwindigkeit des Propellers beträgt also

$$U = \frac{1800 \cdot 2,3}{19,1} = 216 \text{ m/sek.}$$

In 3000 m Höhe ist die Luftdichte  $\rho = 0,092$ , die Motorleistung nach Abb. 131  $N_0 \nu = 140$  PS. Die Gleichung für die Steiggeschwindigkeit heißt also

$$w = 10 \eta - \sqrt{1310 \frac{c_{wg}^2}{c_a^3}}$$

Weiter folgt aus der Auftriebsgleichung

$$v^2 = \frac{G}{F c_a \rho / 2} = \frac{1310}{c_a}$$

Wir setzen nun verschiedene Werte  $c_a$  ein, errechnen aus der letzten Gleichung  $v$ , weiter  $\frac{v}{U} = \frac{v}{216}$ , hieraus nach Abb. 132  $\eta$ ,

ferner  $c_{wg} = c_{wp} + \frac{c_a^2}{\pi \cdot 6}$ , daraus  $c_{wg}^2 / c_a^3$  und nach der vorletzten Gleichung  $w$ . Die Rechnung ist in folgender Tabelle ausgeführt.

$c_a$	$c_{wg}$	$\frac{c_{wg}^2}{c_a^3}$	m/sek $v = \sqrt{\frac{1310}{c_a}}$	$\frac{v}{216}$	$\eta$	$\sqrt{1310 \frac{c_{wg}^2}{c_a^3}}$	$w$
0,4	0,048	0,036	57,2	0,264	0,75	6,8	0,7
0,6	0,059	0,016	46,6	0,216	0,70	4,6	2,4
0,8	0,076	0,0113	40,5	0,188	0,66	3,8	2,8
1,0	0,098	0,0096	39,2	0,168	0,63	3,5	2,8
1,2	0,125	0,0091	33,0	0,153	0,60	3,4	2,6
1,4	0,159	0,0092	30,6	0,142	0,57	3,5	2,2

Die Steiggeschwindigkeit in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit ist in Abb. 133 aufgetragen. Die größte Wagrechtgeschwindigkeit ( $w=0$ ) liegt in 3000 m Höhe bei etwa 60 m je sek, die Geschwindigkeit des besten Steigens bei 38 m/sek. Hierzu gehört ein Wirkungsgrad  $\eta=0,64$  und  $\frac{c_{wg}^2}{c_a^3} = 0,0103$ .

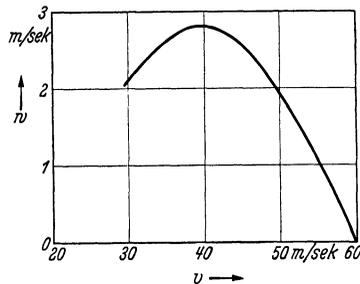


Abb. 133. Steiggeschwindigkeiten in 3000 m Höhe.

Die Steiggeschwindigkeit in beliebiger Höhe ergibt sich jetzt aus

$$w = \frac{75 \cdot 0,64}{1050} N_0 v - \sqrt{0,0103 \cdot 960 \cdot \frac{\rho_0}{\rho}}$$

oder

$$w = 0,0457 N_0 v - \sqrt{9,9 \frac{\rho_0}{\rho}}$$

Die Leistung  $N_0 v$  wird für jede Höhe der Abb. 131 entnommen (siehe S. 211). Man erhält

$h$	PS $N_0 \nu$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$0.0457 N_0 \nu$	$\sqrt{9,9 \frac{\rho_0}{\rho}}$	m/sek $w$
0	200	1,0	9,1	3,1	6,0
2000	160	0,81	7,3	3,5	3,8
4000	120	0,65	5,5	3,9	1,6

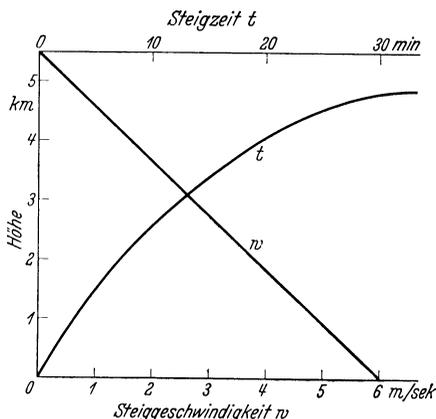


Abb. 134. Steiggeschwindigkeiten und Steigzeiten.

Die Steiggeschwindigkeiten in Abhängigkeit von der Höhe sind in Abb. 134 aufgetragen, die Gipfelhöhe ist 5500 m, die Dienstgipfelhöhe ( $w = 0,5$  m/sek) 5000 m. In die gleiche Abbildung sind auch die Steigzeiten eingetragen, die genau wie im vorigen Abschnitt aus den Steiggeschwindigkeiten errechnet wurden. Die Steigzeit bis zur Dienstgipfelhöhe beträgt 35 Min. Die in der Hauptsache interessierenden Flugleistungen, Höchst- und

Geringstgeschwindigkeit in Bodennähe, Steigzeiten und Gipfelhöhe sind somit mit Hilfe der getroffenen Annahmen ermittelt worden.

### 31. Messung der Flugleistungen.

Die Messung der Steigleistung im Fluge mit Hilfe des Barographen und die Umrechnung der Steigzeiten für die Normalatmosphäre sind in Abschnitt 2 besprochen worden. Es bleibt noch die Messung der Wagrechtgeschwindigkeit zu erklären, die insofern mit einigen Schwierigkeiten verbunden ist, als hierbei der Windeinfluß ausgeschaltet werden muß.

Während des gleichförmigen Fluges in der Luft bleibt ein gleichförmiger Wind ohne Einfluß auf die Bewegungs- und Gleichgewichtsverhältnisse des Flugzeuges, solange man die Bewegung nicht von der festen Erde aus beurteilt, sondern relativ gegen die das Flugzeug umgebende Luft. Was wir bisher kurz als Fluggeschwindigkeit  $v$  bezeichnet haben, ist, sobald Wind herrscht,

die relative Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber der bewegten Luft und soll jetzt, zur deutlichen Unterscheidung Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges heißen. Haben wir also in Abschnitt 25 errechnet, daß das dort als Beispiel gewählte Flugzeug mit  $v = 42$  m/sek wagrecht fliegt, so bedeutet das: die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges für wagrechten Flug ist 42 m/sek. Weht ein Wind von 10 m/sek der Flugrichtung entgegen, so bewegt sich das Flugzeug, von der Erde aus beurteilt, nur mit 32 m/sek, weht der gleiche Wind in der Flugrichtung, so geschieht die Fortbewegung gegenüber der Erde mit 52 m/sek. Wir wollen von jetzt an die wagrecht gedachte Windgeschwindigkeit oder Windstärke mit  $w$ , die aus Eigengeschwindigkeit und Windstärke resultierende „Fluggeschwindigkeit“, also in unserem Beispiel die 32 bzw. 52 m/sek, mit  $c$  bezeichnen. Den durch Wind herbeigeführten Unterschied zwischen dem tatsächlich erreichten Ziel und dem Punkt, der bei Windstille erreicht worden wäre, nennt man — auch bei beliebiger Windrichtung — die „Windversetzung“.

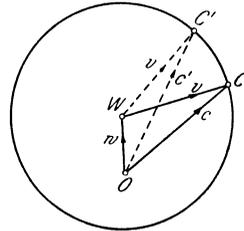


Abb. 135. Fluggeschwindigkeit bei Wind.

Wie man im allgemeinen Fall beliebiger Windrichtung die Fluggeschwindigkeit  $c$  aus Windstärke  $w$  und Eigengeschwindigkeit  $v$  ermittelt, zeigt Abb. 135. Hier ist die Strecke  $OW = w$  in der Windrichtung aufgetragen und die Strecke  $WC = v$  in der Richtung der Flugzeugachse angefügt. Die Verbindungsgerade  $OC$  liefert dann nach Größe und Richtung die Fluggeschwindigkeit  $c$ . Sie wird, wie man sieht, aus  $w$  und  $v$  so gefunden, wie man die Resultierende zweier Kräfte aus diesen ableitet. Wendet der Führer durch Auslegen des Seitenruders das Flugzeug derart, daß die Achse die Richtung  $WC'$  erhält, so fällt die Fluggeschwindigkeit nach Größe und Richtung mit  $OC'$  zusammen. Dabei haben die Strecken  $WC$  und  $WC'$  beide die Größe  $v$ , sind also untereinander gleich. Daraus ergibt sich der Satz: Trägt man alle bei einem bestimmten Wind möglichen Fluggeschwindigkeiten  $c$  eines Flugzeuges (natürlich bei gleicher Motorleistung usw.) nach Größe und Richtung von einem festen Punkt  $O$  aus auf, so liegen die Endpunkte dieser

Geschwindigkeitsstrecken auf einem Kreis, dessen Halbmesser die Größe der Eigengeschwindigkeit  $v$  darstellt. Mit anderen Worten heißt das: Wenn mehrere Flugzeuge mit gleicher Eigengeschwindigkeit  $v$  von einem Punkte aus gleichzeitig nach verschiedenen Seiten abfliegen, so befinden sie sich zu jeder Zeit auf dem Umfang eines Kreises; der Mittelpunkt des Kreises schreitet mit Windgeschwindigkeit fort, der Halbmesser vergrößert sich mit der Geschwindigkeit  $v$ . Bei Windstille bleibt der Ausgangspunkt dauernd Mittelpunkt der Kreise.

Man kann den „Geschwindigkeitskreis“ vor allem dazu benutzen, um die Eigengeschwindigkeit eines Flugzeuges durch Flug-

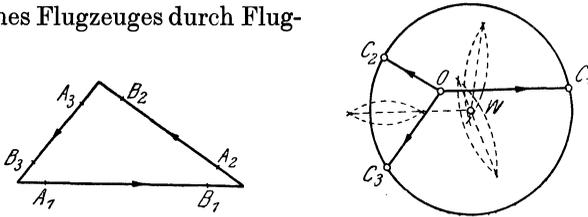


Abb. 136.

Stoppdreieck und zugehörige Geschwindigkeits-Ermittlung.

versuche zu bestimmen. Kennt man nämlich von einem Kreis drei Punkte, so kann man, wie bekannt, den Kreis konstruieren, also jedenfalls auch seinen Halbmesser finden. Das Verfahren des „Stoppdreiecks“, wie wir es nennen wollen, besteht nun in folgendem. Auf dem Boden werden drei Strecken von verschiedenen Richtungen in geeigneter Weise abgesteckt, z. B. die drei Strecken  $A_1B_1, A_2B_2, A_3B_3$  der Abb. 136, und ihre Längen  $A_1B_1 = l_1, A_2B_2 = l_2, A_3B_3 = l_3$  gemessen. Die Zeiten  $t_1, t_2, t_3$ , die man zum Überfliegen der drei Strecken braucht, werden im Flugzeug durch eine Stoppuhr festgestellt. Hierauf berechnet man die drei Fluggeschwindigkeiten:

$$c_1 = l_1 : t_1, \quad c_2 = l_2 : t_2, \quad c_3 = l_3 : t_3$$

und trägt sie auf einem Blatt Papier von einem festen Punkt  $O$  (Abb. 136) aus so auf, daß  $OC_1 = c_1, OC_2 = c_2, OC_3 = c_3$  und die Richtungen der drei Geraden  $OC_1, OC_2, OC_3$  die gleichen sind wie die der durchflogenen Strecken  $A_1B_1, A_2B_2$  und  $A_3B_3$ . Zu den drei Endpunkten  $C_1, C_2, C_3$  konstruiert man nun den



Rückflug aufgewendeten Zeiten zu dividieren. Man braucht, sobald Wind herrscht, für Hin- und Rückflug zusammen immer mehr Zeit als bei Windstille. Der Grund liegt darin, daß man dem ungünstig wirkenden Gegenwind länger ausgesetzt ist als dem günstigen Rückenwind.

## VII. Steuerung und Stabilität.

### 32. Wirkungsweise der Ruder und Flossen.

Wir haben bisher nur von solchen Betriebszuständen des Flugzeuges gesprochen, die man als dauernde oder stationäre bezeichnen kann. Dies gilt sowohl für den Horizontalflug als auch für das geradlinige Ansteigen oder Abwärtsfliegen. Ein vollständiges Flugzeug bedarf aber noch solcher Einrichtungen, die beim Übergang aus einem Dauerzustand in einen anderen oder bei Störung eines stationären Zustandes zur Wirkung kommen. Alle diese Einrichtungen haben in ihrer heutigen Gestalt das Gemeinsame, daß sie — ähnlich wie die Tragflächen oder die Luftschraubenelemente — durch die Bewegung entstehende Luftkräfte aufnehmen und in geeigneter Weise auf das Flugzeug übertragen. Die Organe, die unmittelbar für die Aufnahme dieser Luftkräfte bestimmt sind, heißen Flossen oder Ruder, je nachdem sie in ihrer Lage am Flugzeug fest oder beweglich (durch den Führer während des Fluges verstellbar) sind.

Flossen und Ruder haben den Zweck, Drehbewegungen des Flugzeuges zu verhindern bzw. willkürlich einzuleiten. Jede Drehbewegung eines Körpers kann man sich zusammengesetzt denken aus drei Drehungen um drei beliebige Achsen. Beim Flugzeug liegt es nahe, zur Kennzeichnung der Drehbewegungen folgende drei Achsen zu verwenden:

1. die Längsachse, sie verläuft in der Längsrichtung des Rumpfes, weist also ungefähr in die Flugrichtung;
2. die Querachse, sie verläuft senkrecht zur Längsachse und parallel zur Tragflügelebene;
3. die Hochachse, sie steht senkrecht auf der Längs- und Querachse.

Alle drei Achsen kann man sich so gelegt denken, daß sie sich im Schwerpunkt des Flugzeuges schneiden. Längs-, Quer- und Hochachse (oder vertikale Achse) sind in Abb. 138 eingezeichnet. Bei einer Drehung des Flugzeuges um die Längsachse stellt

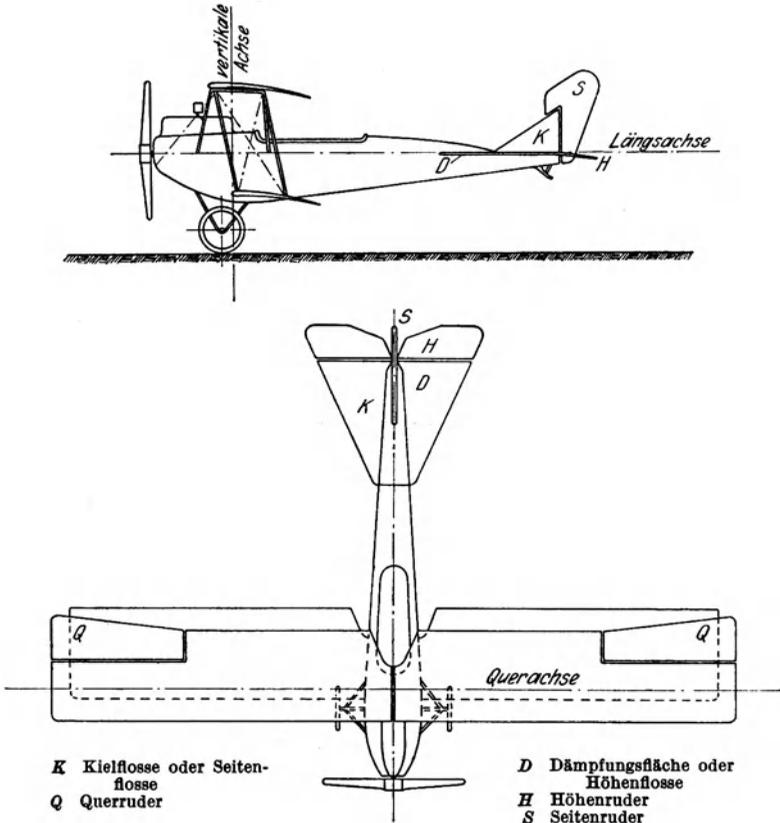


Abb. 138. Übersicht der Achsrichtungen und der Leitwerkteile.

sich die Tragfläche schräg zur Horizontalebene, bei einer Drehung um die Querachse stellt sich der Rumpf in der Vertikalebene schräg zur Flugrichtung, zugleich wird der Anstellwinkel der Tragfläche verändert; bei einer Drehung um die Hochachse stellt sich der Rumpf in der Horizontalebene schräg zur Flugrichtung. Für die Drehung um jede der drei Achsen

ist ein besonderes Steuerorgan vorhanden. Zur Steuerung der Drehbewegung des Flugzeuges um die Längsachse dienen im wesentlichen die Querruder. Dies sind Klappen, die in den äußeren Bereichen des Tragflügels angebracht sind und die vom Flugzeugführer nur gemeinsam, und zwar in entgegengesetzter Richtung ausgeschlagen werden können (siehe Abb. 138). Wird z. B. das linke Querruder nach unten, das rechte Querruder nach oben ausgeschlagen, so erhöht sich der Auftrieb des linken Tragflügelendes (über die Wirkung von Flügelendklappen vgl. S. 62), während der Auftrieb des rechten Tragflügels geringer wird. Es entsteht also auf der linken Seite eine zusätzliche Kraft nach oben, auf der rechten Seite eine zusätzliche Kraft nach unten. Beide Kräfte bilden zusammen ein Kräftepaar mit einem Moment um die Längsachse, das Flugzeug dreht sich so um die Längsachse, daß der linke Tragflügel nach oben, der rechte Tragflügel nach unten ausweicht. Solange der Querruderausschlag vorhanden ist, treten auch die Kräfte auf, das Flugzeug führt also im Fluge bei ausgeschlagenen Querrudern eine dauernde Drehbewegung um die Längsachse aus. (Als Kunstflugfigur heißt diese Bewegung eine Rolle.)

Zur Steuerung der Drehbewegung des Flugzeuges um die Querachse dient das Höhenruder. Dies ist eine am Schwanzende des Flugzeuges angebrachte, wagrecht liegende, drehbare Fläche, die zusammen mit der davor liegenden Dämpfungsflosse oder Höhenflosse das Höhenleitwerk bildet (siehe Abb. 138). Dieses wirkt wie ein kleiner Tragflügel, dessen Auftrieb oder Abtrieb durch Ausschlagen der Klappe nach oben und unten geregelt werden kann. Wird das Höhenruder nach oben ausgeschlagen, so entsteht am Schwanzende des Flugzeuges eine Kraft nach unten. Das Flugzeug wird also so um die Querachse gedreht, daß das Schwanzende nach unten, das Kopfbende nach oben ausweicht. Eine dauernde Drehbewegung des Flugzeuges um die Querachse (als Kunstflugfigur heißt diese Bewegung ein Looping) tritt bei ausgeschlagenem Höhenruder nur unter gewissen Umständen auf. Im allgemeinen stellt sich bei Ausschlag des Höhenruders ein neuer Gleichgewichtszustand des Geradeausfluges ein. Durch Ausschlag des Höhenruders nach oben wird bei herabgedrücktem Schwanzende der Anstellwinkel des Flugzeuges gegen den Fahrtwind vergrößert.

Dadurch wird auch der Anstellwinkel des Höhenleitwerks verändert, und zwar in dem Sinne, daß der Einfluß des Ruder-ausschlages unwirksam gemacht wird.

In Abb. 139a ist schematisch von der Seite gesehen der Zustand des Wagrechtfluges gezeichnet, das Höhenruder ist gerade nach oben ausgeschlagen worden, es wirkt eine Kraft  $P$  auf das Schwanzende nach unten. In Abb. 139b ist der neue Gleichgewichtszustand skizziert, der Anstellwinkel des Flugzeuges ist vergrößert, dadurch wird das Höhenleitwerk so angeblasen, daß es kraftfrei ist. Wir wissen, daß zu dem vergrößerten Anstellwinkel der Tragfläche im stationären Flugzustand eine verkleinerte Fluggeschwindigkeit gehört, die zu einem Leistungsüberschuß führt.

Das Flugzeug wird also bei unveränderter Drosselstellung des Motors durch den Ausschlag des Höhenruders nach oben in der neuen

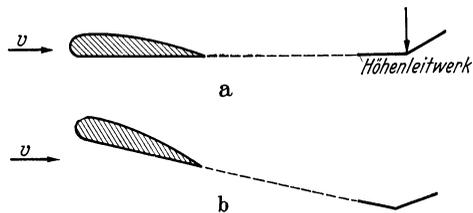


Abb. 139. Wirkung des Höhenleitwerks.

Gleichgewichtslage zu steigen beginnen, vorausgesetzt, daß es sich nicht im Bereich der Umkehr der Steuerwirkung befunden hat (vgl. S. 188).

Zur Steuerung der Drehbewegung des Flugzeuges um die Hochachse dient das Seitenruder. Dies ist eine ebenfalls am Schwanzende des Flugzeuges angebrachte, senkrecht liegende drehbare Fläche, die zusammen mit der davorliegenden Kiel-flosse oder Seitenflosse das Seitenleitwerk bildet (Abb. 138). Wird das Seitenruder nach rechts ausgeschlagen, so entsteht am Schwanzende des Flugzeuges eine Kraft nach links. Das Flugzeug wird also um die Hochachse so gedreht, daß das Schwanzende nach links, das Kopfende nach rechts ausweicht. Eine dauernde Drehbewegung des Flugzeuges um die Hochachse (Kurvenflug) tritt bei ausgeschlagenem Seitenruder auch wieder nur unter gewissen Umständen auf. Im allgemeinen stellt sich bei Ausschlag des Seitenruders ein neuer Gleichgewichtszustand des Geradeausfluges ein, bei dem jetzt die Bewegungsrichtung nicht mehr mit der Richtung der Luftschrauben-

achse zusammenfällt, sondern seitlich verschoben ist (Flugzustand des Schiebens oder Slippens). Die Erklärung für diesen Vorgang entspricht derjenigen beim Höhenleitwerk. Wir brauchen Abb. 139 nur als Draufsicht auf ein Flugzeug zu deuten.

Die vorstehende Beschreibung soll nur eine ganz rohe Vorstellung von der Wirkungsweise der drei Steuerorgane geben. In Wirklichkeit beeinflussen sich die Steuerwirkungen gegenseitig. So kann man z. B. mit einem hochgelegenen Seitenruder auch eine Drehbewegung um die Längsachse einleiten, das Seitenruder ergänzt dann die Querruderwirkung. Als wesentliches Ergebnis wollen wir feststellen, daß nur mit Hilfe der Querruder eine dauernde Drehung um die dazugehörige Achse, die Längsachse, gewährleistet ist, während mit Höhen- und Seitenruderausschlag, da sie kein Kräftepaar, sondern nur eine Einzelkraft erzeugen, im allgemeinen nicht ohne weiteres eine dauernde Drehung um die Quer- bzw. die Hochachse zu erzielen ist. Wie trotzdem der Kurvenflug möglich wird, werden wir in Abschnitt 35 sehen.

Um nun zu dem Begriff der Stabilität zu gelangen, stellen wir uns vor, daß im Fluge eine kleine Verdrehung des Flugzeuges um irgendeine der drei Achsen gegenüber dem normalen Zustand entstanden ist. Treten infolge dieser von der normalen Fluglage abweichenden Lage des Flugzeuges ohne Betätigung der Ruder Kräfte auf, die eine Rückdrehung in die ursprüngliche Fluglage verursachen, so nennt man die Fluglage stabil gegenüber Drehungen um die betreffende Achse. Der Grad der Stabilität kann verschieden sein, je nachdem ob die rückführenden Kräfte klein oder groß sind. Es kann sein, daß bei kleinen Bewegungen aus der normalen Fluglage heraus das Flugzeug wieder in die Normallage zurückgeht, bei großen Bewegungen dagegen nicht. Treten bei einer Drehbewegung des Flugzeuges um die eine der drei Achsen ohne Betätigung der Ruder Kräfte auf, die die Bewegung zu vergrößern suchen, so nennt man die Fluglage instabil gegenüber Drehung um die betreffende Achse.

Eine möglichst große Stabilität der Fluglage gegenüber Drehungen um alle drei Achsen ist zwar vom Standpunkt der Flugsicherheit sehr erwünscht, jedoch nicht unbedingt erforderlich. Da für jede der möglichen Drehbewegungen ein Steuer-

organ vorhanden ist, läßt sich die gewünschte Fluglage auch bei geringer oder fehlender Stabilität durch dauernde korrigierende Steuerbewegungen aufrechterhalten, ein Vorgang, der dem des Radfahrens entspricht. Die Stabilität gegenüber Drehungen um die Längsachse nennt man Querstabilität, bei den entsprechenden Drehbewegungen verändert die Querachse ihre Lage. Die Stabilität gegenüber Drehbewegungen um die Querachse nennt man Längsstabilität, bei diesen Drehbewegungen verändert die Längsachse ihre Lage. Schließlich heißt die Stabilität gegenüber Drehbewegungen um die Hochachse Kursstabilität, bei diesen

Drehbewegungen ändert sich der Kurs des Flugzeuges.

Zur Erhaltung der Querstabilität ist kein besonderes Organ vorhanden, bei den meisten Flugzeugen ist sie recht gering. Die

Wirkung der sogenannten V-Stellung der Tragflügel (in Abb. 163 übertrieben dargestellt) zur Erzielung einer gewissen Querstabilität wird in Abschn. 39 erklärt werden.

Zur Erhaltung der Längsstabilität dient die Dämpfung- oder Höhenflosse. Sie wirkt wie eine Windfahne. Stellen wir uns vor, daß das Flugzeug in seinem Schwerpunkt drehbar aufgehängt ist und von einer Strömung angeblasen wird. Der Flugzeugrumpf stellt sich dann so ein, daß die Höhenflosse parallel zur Strömungsrichtung steht. Bei Auslenkung des Schwanzendes nach oben oder unten drehen die auf der Höhenflosse entstandenen Strömungskräfte das Flugzeug wieder in seine Gleichgewichtslage hinein.

Ähnliche Wirkung wie mit der Höhenflosse erzielt man auch, aber in schwächerem Maße, dadurch, daß man die Tragflächen pfeilförmig nach hinten zieht. Bei genügend starker Pfeilstellung kann man überhaupt die Dämpfungsfäche ersparen; ein derartiges Flugzeug ist gelegentlich von dem Schotten Dunne entstanden (Abb. 140). Aber auch heute

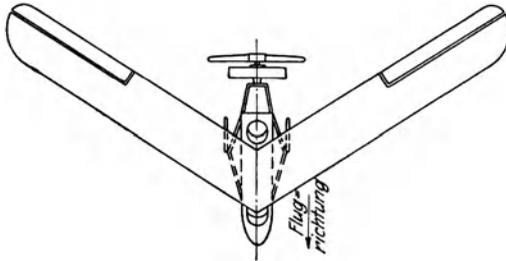


Abb. 140. Dunne-Flugzeug.

— und zwar gerade in jüngster Zeit — ist der Pfeilflügel und das „schwanzlose Flugzeug“ wieder in erhöhtem Maße Gegenstand des Interesses der Flugtheorie und -praxis.

In ganz entsprechender Weise wie die Längsstabilität durch die Höhenflosse wird die Kursstabilität durch die Seitenflosse erzielt. Der Flugzeugrumpf wird bei seitlichen Auslenkungen des Schwanzendes durch die auf die Seitenflosse wirkenden Strömungskräfte wieder in die Lage zurückgeführt, in welcher die Seitenflosse parallel zur Strömungsrichtung steht.

### 33. Betätigung der Ruder.

Die Höhen-, Seiten- und Querruder der Flugzeuge müssen so angebracht werden, daß ihre Betätigung, d. h. das Erzeugen

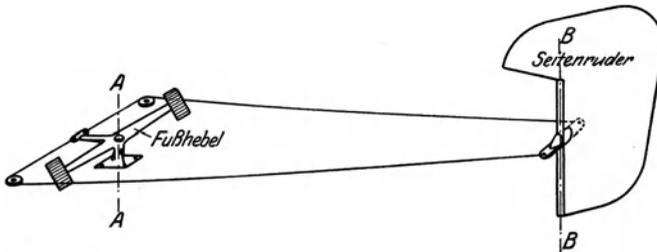


Abb. 141. Gesamtbild der Seitensteuerung.

eines beliebigen Ruderausschlages in den hierfür vorgesehenen Grenzen, während des Fluges möglich ist. Für die mechanischen Einrichtungen zur Betätigung der Ruder, die Steuerung im engeren Sinne, haben sich von Beginn der Flugtechnik an ziemlich feste Formen eingebürgert, die in allen Ländern allgemein eingehalten werden. Hiernach wird die Seitensteuerung durch Fußhebel bewirkt, derart, daß ein Austreten des linken Beines auf eine Drehung nach links, ein Vordrücken des rechten Fußes auf Drehung rechtsherum hinwirkt. Höhen- und Querruderbetätigung erfolgt an einem Handgriff, wobei ein Vorwärtsdrücken des Hebels eine Senkung des Höhenruders, also ein Abwärtsneigen der Flugzeugspitze, hervorruft, ein Rechtsschwenken des Hebels (oder eine Rechtsdrehung des an ihm befestigten Handrades) ein solches Auslegen der Querruder, aus dem eine Senkung des rechten Flugzeugflügels sich

ergibt. Die Zuordnung zwischen den Körperbewegungen des Führers und den durch sie herbeigeführten Lagenänderungen des Flugzeuges ist damit so geregelt, wie es dem natürlichen, instinktiven Gefühl entspricht.

Abb. 141 zeigt den konstruktiven Zusammenhang zwischen dem am Seitenruder aufgesteckten Hebel und dem vom Führer zu betätigenden Fußhebel, der um die lotrechte, im Flugzeug

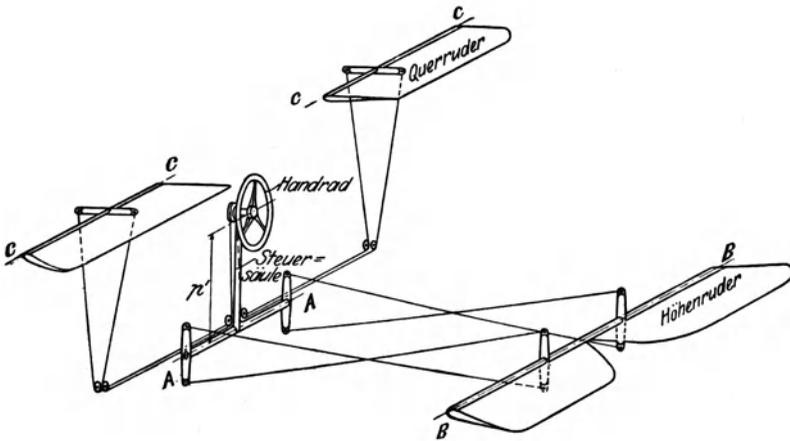


Abb. 142. Gesamtbild der Höhen- und Quersteuerung mit Handrad.

fest gelagerte Achse AA drehbar ist. Die Seile gehen vom Fußhebel aus direkt (ungekreuzt) zu den Befestigungsstellen am Seitenruder. In Abb. 142 sind die analogen Teile für Höhen- und Quersteuerung skizziert, wobei für die Quersteuerung die bei größeren Flugzeugen meist übliche Anordnung des Handrades (Volant) angenommen wurde. Vordrücken des Hebels, der das Handrad trägt, dreht die beiden in ihrer Ruhestellung lotrechten Hebel AA um die quer zum Flugzeug liegende Achse. Die auf dem Höhenruder angebrachten Hebel sind in Ruhestellung ebenfalls lotrecht und durch gekreuzte Seile mit den ersteren verbunden, so daß sie die entgegengesetzte Drehung machen. Auf der Achse des Handrades ist ein Drahtseil befestigt, das über mehrere Rollen laufend zu den beiden Hebeln an den Querrudern führt. Wird das Rad rechtsherum gedreht, so hebt sich das rechte und senkt sich das linke Querruder,

wobei sich beide um die Achse  $CC$  in entgegengesetztem Sinn drehen.

An Stelle des Handrades wird oftmals der „Knüppel“, Abb. 143, verwendet. Der Führer hält nun den Griff des Knüppels in einer Hand und führt ihn je nach Bedarf rechts und links, vor- und rückwärts. Die seitliche Bewegung wirkt auf die Querruder, die Vor- und Rückwärtsbewegung auf das Höhenruder. Bei der in Abb. 143 dargestellten Bauart

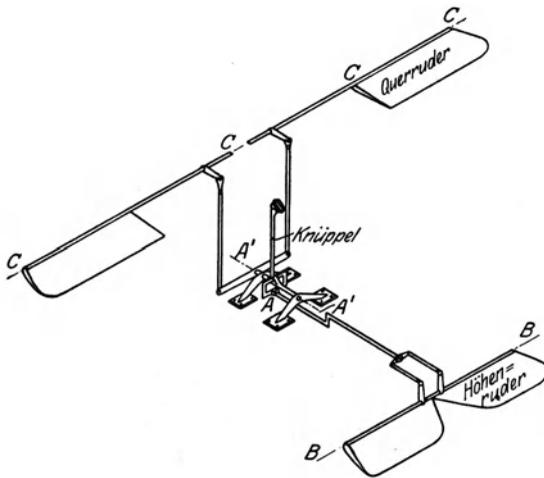


Abb. 143. Gesamtbild der Höhen- und Quersteuerung mit Knüppel.

wird überdies die Übertragung der Steuerbewegung vom Führer zu den Rudern nicht durch Seile, sondern nur durch feste Stangen und Wellen vermittelt. Man nennt die Teile wie Fußsteuer, Höhensteuersäule, Handrad bzw. Knüppel, kurz die Innensteuerung, die nach den Rudern führenden Seile, Stangen usw. mit etwaigen Zwischenhebeln die Steuerleitung.

Unter Vermittlung der Steuerleitung werden die von den Rudern aufgenommenen Kräfte auf die betreffenden Teile der Innensteuerung übertragen. Die Arbeit, die der Führer bei der Betätigung der Steuerung zu leisten hat, ist gleich der gegen die Ruderkräfte zu leistenden Arbeit, vermehrt um die in der Leitung, auf Rollen und in Lagern, verzehrte Reibungsarbeit. Man wird durch entsprechende Konstruktion immer versuchen, die Reibungskräfte möglichst gering zu halten. Die Arbeit, die an einem Ruder bei einer bestimmten Verdrehung um einen Winkel  $w$  geleistet wird, rechnet sich zu  $P \cdot p \cdot w$ , wenn  $P$  die auf das Ruder wirkende Luftkraft,  $p$  den Abstand ihrer Angriffslinie von der Ruderachse bezeichnet. Die Werte von  $P$  und  $p$  sind durch Versuche, die mit dem gesamten

Leitwerk (nicht dem Ruder allein) oder einem entsprechenden Modell angestellt werden müssen, zu bestimmen.

Nennen wir  $P'$  die vom Führer aufzuwendende Kraft,  $p'$  den Abstand ihres Angriffspunktes von der Drehachse des Innensteuers (vgl. z. B. Abb. 142, wo der Abstand  $p'$  für die Höhensteuerung eingezeichnet ist),  $w'$  den Winkel, um den das Innensteuer verdreht werden muß, damit das Ruder den Winkel  $w$  zurücklegt, so ist

$$P' \cdot p' \cdot w' = P \cdot p \cdot w + \text{Reibungsarbeit}$$

oder, wenn durch  $p' \cdot w'$  geteilt wird:

$$P' = P \cdot \frac{p \cdot w}{p' \cdot w'} + \frac{\text{Reibungsarbeit}}{p' \cdot w'}$$

Das Verhältnis  $p \cdot w : p' \cdot w'$  nennt man die Übersetzung der Steuerung. Da für  $P'$  nur ein bestimmter Höchstwert, entsprechend der körperlichen Leistungsfähigkeit des Führers möglich ist, andererseits ein zu kleiner Wert von  $P'$  eine übermäßige Empfindlichkeit der Steuerung zur Folge hätte, so muß man die Übersetzung in allen Fällen sorgfältig wählen. Nun ist  $p'$  wenig veränderlich, da die Abmessungen der Innensteuerung durch die Körpergröße des Führers ungefähr bestimmt sind, ebenso ist das Verhältnis  $w : w'$  in enge Grenzen eingeschlossen, weil einerseits der Höchstausschlag der Ruder durch die Bedürfnisse des Flugzeuges, andererseits der der Innensteuer durch die Bewegungsmöglichkeit des Führers bestimmt wird. Es bleibt also eigentlich nur  $p$ , der Abstand zwischen Angriffslinie der Luftkraft und Drehachse des Ruders, in weiten Grenzen wählbar. Man verfügt über  $p$  durch die Wahl der Lage der Ruderachse.

In der Regel, namentlich bei kleineren Flugzeugen, bildet die Drehachse zugleich die vordere Begrenzung des Ruders (z. B. in Abb. 138 bei Höhen- und Querruder, beim Seitenruder nur teilweise). Bei dieser Anordnung wird  $p$  jedenfalls einen positiven Wert haben, der sich einigermaßen zuverlässig durch Anblaseversuche mit dem ganzen Leitwerk finden läßt. Wenn nun  $P'$  bei diesem Wert von  $p$  zu groß ausfällt, so rückt man die Drehachse des Ruders mehr nach innen oder läßt das Ruder die Achse teilweise übergreifen, wie es beim Seitenruder in Abb. 138 und 141 der Fall ist. Man kann auf diese Weise  $p$  bis null abnehmen

lassen — „entlastetes“ Ruder — ja sogar negativ machen. Einige Umrißformen von Rudern zeigt Abb. 144. Ein Ruder wie das Seitenruder in den Abb. 138 oder 141 nennt man „teilweise entlastet“; völlige Entlastung würde  $p=0$  bedeuten, wobei dann die vom Führer aufzuwendende Kraft  $P'$  lediglich durch die Reibungskraft bestimmt wäre. Es empfiehlt sich aber nicht, mit der Entlastung zu weit zu gehen, da sonst die Empfindlichkeit des Ruders gegen unbeabsichtigte Einwirkungen zu groß wird. — Man erkennt aus der vorstehenden Überlegung, daß auf die Größe von  $P'$  nur der Abstand  $p$  der Kraft von

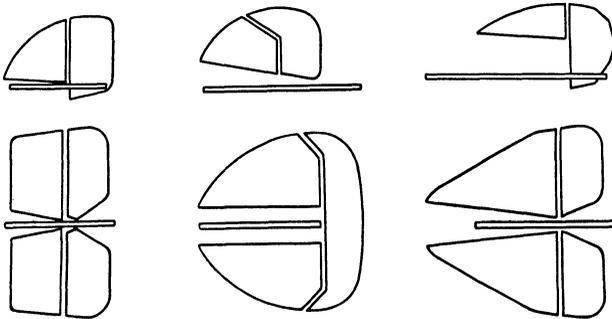


Abb. 144. Höhen- und Seitenruder-Umrisse.

der Drehachse, und nicht etwa die Größe des Hebels am Ruder oder dergleichen von Einfluß ist.

Als Größtwerte der vom Führer bei äußerster Anstrengung zu leistenden Kräfte werden nach Versuchen der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt<sup>1)</sup> durchschnittlich angesehen: Für die Betätigung des Höhensteuers: Ziehen mit einer Hand 60 bis 70 kg, Drücken mit einer Hand 50 bis 55 kg, beidhändiges Ziehen etwa 100 kg, beidhändiges Drücken 100 kg. Für die Betätigung der Querruder am Knüppel liegen die Größtwerte viel tiefer, nämlich: Betätigen mit einer Hand 35 kg, betätigen beidhändig 40 kg. Die Werte gelten für einen nicht im Sitz angeschnallten Führer, anderenfalls sind die Werte des einhändigen Ziehens etwas kleiner, bei beidhändigem Ziehen etwas größer. Für längeres Halten des Steuers — nämlich für die Zeit von

<sup>1)</sup> H. Hertel: Ermittlung der größten aufbringbaren Steuerkräfte. Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch., 1930. S. 36.

etwa 5 Minuten — ergaben die Versuche folgende Größtwerte: Höhensteuer einhändig ziehen 18 kg, Höhensteuer einhändig drücken 14 kg, Höhensteuer beidhändig ziehen 37 kg, Höhensteuer beidhändig drücken 33 kg, Querruder einhändig betätigen 6 kg, Querruder beidhändig betätigen 9 kg.

### 34. Die Kräfte an Rudern und Flossen, Trägheitsmoment.

Die Luftkräfte auf Höhen- und Seitenleitwerk lassen sich ganz ähnlich ermitteln wie die auf die Tragflügel. Der Auftriebs- und Widerstandsbeiwert hängt also vom Anstellwinkel gegen die Strömung ab (siehe Abschn. 6); weiter kommt es auf das Seitenverhältnis an (Quadrat der Spannweite zur Fläche), das bei Leitwerken, insbesondere Seitenleitwerken, wesentlich kleiner

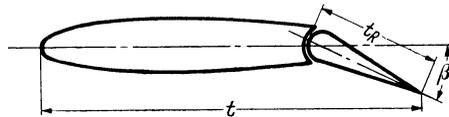


Abb. 145. Ruder mit Flosse.

ist als bei den Tragflügeln. Abb. 145 zeigt einen Querschnitt durch ein Leitwerk. Maßgebend für die Luftkräfte sind der Ausschlagwinkel  $\beta$  des Ruders und das Verhältnis  $t_R/t$  der Rudertiefe zur Gesamttiefe. Wenn das Ruder sich in Nulllage befindet, haben wir ein gewöhnliches symmetrisches Profil, über dessen Auftrieb in Abhängigkeit vom Anstellwinkel z. B. die Profilmessungen in den Göttinger Ergebnissen Aufschluß geben (Seitenverhältnis berücksichtigen, vgl. S. 75). Durch den Ausschlag des Ruders kommt ein zusätzlicher Auftrieb hinzu. Dieser zusätzliche Auftrieb entspricht einer scheinbaren Anstellwinkelvergrößerung von

$$\Delta\alpha = k \frac{t_R}{t} \beta.$$

Für die Zahl  $k$  kann man setzen

$$k = 1,90 - 0,57 \frac{t_R}{t} - 0,014 \beta^0.$$

Nehmen wir beispielshalber an, daß für einen Anstellwinkel von  $\alpha = 4^\circ$  unseres Leitwerkes für Stellung des Ruders in Nulllage sich ein Auftriebsbeiwert von  $c_a = 0,3$  ergäbe. Schlagen wir jetzt das Ruder im Sinne einer Auftriebsvergrößerung um

$\beta = 15^\circ$  aus, so ist bei einem angenommenen Verhältnis der Rudertiefe zur Gesamttiefe  $\frac{t_R}{t} = 0,3$  die scheinbare Anstellwinkelvergrößerung

$$\Delta\alpha = (1,90 - 0,57 \cdot 0,3 - 0,014 \cdot 15) \cdot 0,3 \cdot 15 = 6,8^\circ.$$

Nehmen wir weiter an, daß bei unserem Leitwerk bei Nullstellung des Ruders eine Erhöhung des Anstellwinkels um  $1^\circ$  eine Erhöhung des Auftriebsbeiwertes um 0,06 entspricht, so haben wir jetzt bei  $15^\circ$  Ausschlag des Ruders und  $4^\circ$  Anstellwinkel einen Auftriebsbeiwert von

$$c_a = 0,3 + 6,8 \cdot 0,06 = 0,71.$$

Der größte erreichbare Auftriebsbeiwert liegt bei den normalen Ausführungen bei 1,5 bis 1,6, während das symmetrische Profil mit Rudern in Nullstellung Höchstauftriebsbeiwerte von nur etwa 1,1 aufweist. Die Kraft auf das Leitwerk ist im wesentlichen senkrecht zur Fläche gerichtet und hat wie bei der Tragfläche den Wert

$$P = c_a \cdot F \cdot q,$$

wo  $q$  der Staudruck der Strömung und  $F$  die Leitwerksfläche ist.

Die Höhenruder zweisitziger normaler Flugzeuge haben etwa 1 bis 2 m<sup>2</sup> Flächenausmaß. Selbstverständlich ist aber ihre Wirksamkeit nicht nur von der Flächengröße, sondern — abgesehen von der Geschwindigkeit des Flugzeuges — auch von dem Abstand des Ruders vom Flugzeugschwerpunkt abhängig. Denn die Wirkung des Höhenruders besteht ja darin, daß die auf das Ruder ausgeübte Luftkraft ein drehendes Moment um den Schwerpunkt ergibt. Dieses Moment ist gleich dem Produkt aus der Größe der auf das Ruder wirkenden Luftkraft mal dem Abstand ihrer Wirkungslinie vom Schwerpunkt des Flugzeuges. Bei kleinen Ausschlägen und bei geringer Tiefenerstreckung des Höhenruders kann man als Hebelarm der Kraft annähernd den Abstand der Ruderachse vom Flugzeugschwerpunkt nehmen. Als Faustregel bei der Konstruktion eines Flugzeuges gilt oft, daß der Schwerpunktsabstand der Höhenruder-Achse gleich der halben Spannweite des Flugzeuges gemacht wird; diese Regel ist naturgemäß keine bindende.

Für die Bemessung des erforderlichen Steuerkraftmomentes, also für die Frage, wie groß man das Ruder und

wie weit man seinen Abstand vom Schwerpunkt wählen soll, erscheint neben der Größe des Flugzeuges vor allen Dingen auch die Art, wie die Belastung auf dem Flugzeug verteilt ist, maßgebend. Flugzeuge, deren Belastung mehr beim Schwerpunkt zusammengedrängt ist, haben geringere Drehungs-Trägheit, folgen leichter auf das Steuer und können daher mit geringeren Rudergrößen ausgestattet werden.

Das Höhensteuer soll der Anforderung genügen, daß bei vollkommen abgedrosseltem Motor der Anstellwinkel des größten Auftriebes eingestellt werden kann, damit bei Notlandungen in geringer Höhe über dem Boden zur Herabsetzung der Landgeschwindigkeit ein möglichst großer Auftriebsbeiwert erzielt wird. Andererseits darf keine Steuerung so bemessen werden, daß durch ihre Betätigung, auch bei größtem Kraftaufwand des Führers, unzulässige Beanspruchungen im Tragwerk entstehen. Flügelbrüche, die durch heftige Steuerbetätigung herbeigeführt werden, weisen auf prinzipielle Konstruktionsfehler hin.

Als maßgebende Größe, durch die die Trägheit des Flugzeuges gegenüber Drehungen bestimmt wird, ist der sogenannte Trägheitsradius bzw. das Trägheitsmoment anzusehen. Den Trägheitsradius eines Flugzeuges für irgendeine bestimmte, durch den Schwerpunkt gelegte Achse kann man berechnen, sobald man die einzelnen Gewichtsgrößen und die Lage der einzelnen Teile in bezug auf die Achse kennt. Bezeichnet man mit  $A, B, C, D, \dots$  die Gewichte der einzelnen Flugzeugbestandteile und Belastungen, mit  $a, b, c, d, \dots$  die Abstände dieser Teile von der betreffenden durch den Schwerpunkt des Flugzeuges gelegten Achse, so bilde man den Ausdruck  $A a^2 + B b^2 + C c^2 + \dots$ , dividiere diese Summe durch das Gesamtgewicht  $G = A + B + C + \dots$  und ziehe aus dem Quotienten die Quadratwurzel:

$$r = \sqrt{\frac{A a^2 + B b^2 + C c^2 + \dots}{G}}$$

Dieses  $r$  heißt der Trägheitsradius des Flugzeuges für die betreffende Achse.

Experimentell bestimmt man den Trägheitsradius durch einen Schwingungsversuch. Man hängt das Flugzeug so auf, daß es um eine Achse, parallel derjenigen durch den Schwerpunkt gehenden Achse, für die man den Trägheits-

radius haben will, schwingen kann. Ist  $s$  der Abstand des Schwerpunkts von der Schwingungsachse in Meter und  $t$  die Dauer einer ganzen Schwingung (Hin- und Hergang) in Sekunden, so ist der Trägheitsradius  $r = \frac{t}{2\pi} \sqrt{g \cdot s}$ , wobei  $g = 9,81$  m/sek<sup>2</sup>,  $\pi = 3,14$ . Dem Produkt aus Gesamtgewicht in das Quadrat des Trägheitsradius, also  $G r^2$ , soll unter sonst gleichen Umständen die Größe des Steuerkraft-Momentes proportional sein. Unter Trägheitsmoment (nicht zu verwechseln mit dem in der Festigkeitslehre vorkommenden Flächenmoment zweiten Grades, das oft auch als Trägheitsmoment bezeichnet wird) versteht man das Produkt: Masse mal Quadrat des Trägheitsradius, also  $G r^2 : g$ .

Bei zweisitzigen Flugzeugen durchschnittlicher Größe hat der Trägheitsradius für die durch den Schwerpunkt gehende Querachse, die für die Höhenruderwirkung in Betracht kommt, ungefähr den Wert 1,3 bis 1,8 m. Es ist wichtig, zu beachten, daß bei Großflugzeugen, die mehrere Motoren und eine auf entfernte Punkte des Flugzeuges verteilte Besatzung haben, der Trägheitsradius im Verhältnis zu dem gewöhnlicher Flugzeuge viel stärker wächst als aus den Abmessungen zu erwarten wäre. Daher müssen Großflugzeuge verhältnismäßig besonders große Ruder erhalten.

Die Seitenruder zweisitziger normaler Flugzeuge haben etwa 1 m<sup>2</sup> Flächenausmaß. Über den Einfluß des Abstandes vom Schwerpunkt gilt dasselbe wie bei der Höhensteuerung. Die Achse, um die das Flugzeug durch Auslegen des Seitenruders gedreht wird, ist die Vertikale (Lotachse). Der Trägheitsradius für die lotrechte, durch den Schwerpunkt gehende Achse wird hauptsächlich dann vergrößert, wenn das Flugzeug mit außerhalb des Rumpfes liegenden Motoren ausgestattet ist. Derartige Flugzeuge müssen aber besonders große Seitenruder noch aus einem anderen Grunde erhalten.

In Abb. 146 ist ein Großflugzeug mit vier auf den Flügeln angeordneten 175 PS-Motoren skizziert. Der Zweck der Zerlegung der Antriebskraft auf vier Einheiten ist hauptsächlich der, daß beim Versagen eines Motors oder eines Teiles der Motoren noch mit den übrigen, wenn auch nur mit verminderten Flugleistungen weitergeflogen werden kann. Hier ist aber zu beachten, daß die Zugkraft jedes einzelnen der vier Propeller eine Angriffs-

linie besitzt, die durchaus nicht mit der Längsachse des Flugzeuges zusammenfällt. Nur solange alle vier Motoren oder wenigsten je zwei gleich weit von der Mitte entfernte, gleich stark arbeiten, fällt die Resultierende der Zugkräfte in die Längsachse durch den Flugzeugschwerpunkt. Was geschieht aber, wenn z. B. der erste Motor links ausfällt? Die Zugkraft seines Propellers multipliziert mit dem Abstand seiner Achse von der parallelen Flugzeugachse, im Beispiel 4,5 m, gibt ein Drehmoment um die Vertikale, das vom Augenblick des Versagens des Motors an

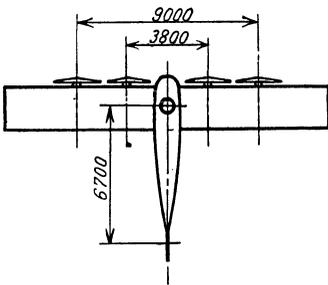


Abb. 146. Viermotoriges Großflugzeug.

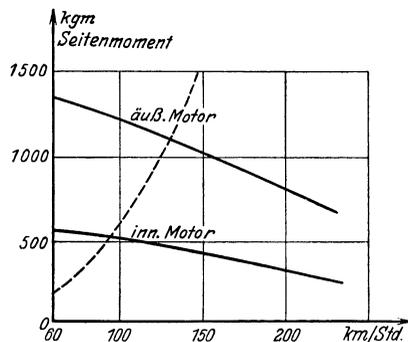


Abb. 147. Verlauf des Seitenmoments.

zur Erhaltung des Gleichgewichts fehlt. Das Flugzeug beginnt „rechts zu ziehen“, d. h. es wird ein Auslegen des Seitenruders nach rechts erforderlich, wenn ein Linksdrehen des Flugzeuges verhindert werden soll. Die Größe des erforderlichen Rudermomentes ist von der Fluggeschwindigkeit abhängig. Da, wie wir aus Abschnitt 16 wissen, die Zugkraft einer Luftschaube mit wachsender Fluggeschwindigkeit  $v$  abnimmt, fällt, wie es Abb. 147 andeutet, das zur Erhaltung des Gleichgewichts bei Versagen eines äußeren Motors erforderliche Moment mit zunehmendem  $v$  ab. In Abb. 147 ist auch eine zweite abfallende Linie zu sehen, die das Moment der Zugkraft eines inneren Motors darstellt, und aus der früheren durch Verkleinerung der Ordinaten im Verhältnis der Motorabstände, im Beispiel 4,5 : 1,9, hervorgeht. Andererseits ist das bei einem gegebenen Seitenleitwerk und gegebenem größten Ausschlag verfügbare Rudermoment dem Quadrate der Fluggeschwindigkeit direkt proportional (wie dies in erster Annäherung für jede

Luftkraft gilt). Denkt man die zugehörige Momentenlinie, die eine Parabel mit wachsenden Ordinaten ist, in die Figur eingetragen, so erkennt man, daß ein Weiterfliegen nach Motorausfall nicht bei jeder Geschwindigkeit möglich ist. In den Schnittpunkten der Parabel mit der oberen bzw. unteren Motorlinie liegt die Geschwindigkeitsgrenze für Ausfall eines Außenmotors bzw. eines Innenmotors. Je größer die Ruderfläche, der Ruderabstand vom Schwerpunkt und der Luftkraftbeiwert des Ruders bei größtem Ausschlag, um so niedriger sind die Geschwindigkeiten, bei denen der Ausfall eines seitlich liegenden Motors überwunden werden kann. Natürlich muß man auch bedenken, daß, wenn man nach Versagen eines Motors nicht nur geradeaus fliegen, sondern vorgeschriebene Bahnen zurücklegen will, noch ein gewisser Überschuß an Rudermoment über das zur Erhaltung des Gleichgewichts notwendige Maß hinaus vorhanden sein muß.

Bei der Konstruktion des Seitensteuers ist weiterhin darauf zu achten, daß seine Wirksamkeit auch bei großen Anstellwinkeln der Tragfläche erhalten bleibt. Denn gerade bei großen Anstellwinkeln beginnt das Gebiet des Überziehens, das oft die Einleitung des Trudelfluges ist, wo die Seitenruderwirkung zur Herstellung des normalen Flugzustandes von größter Bedeutung ist. Andererseits wird bei großen Anstellwinkeln das Seitensteuer zu einem großen Teile vom Höhensteuer abgeschirmt, und seine Wirkung kann nicht voll zur Geltung kommen. Man trägt diesem Umstand oft in der Weise Rechnung, daß man das Seitenruder nicht nur über dem Höhensteuer anordnet, sondern es bis unter das zu diesem Zwecke geteilte Höhenleitwerk durchführt.

### 35. Kurvenflug.

Wir sahen in Abschnitt 33, daß durch Ausschlag des Seitenruders noch nicht ohne weiteres ein Kurvenflug eingeleitet wird. Wir wollen jetzt die Möglichkeit des Kurvenfluges näher untersuchen.

Soll sich ein Flugzeug in dem Kreis  $K$  (Abb. 148) von  $a$  nach  $b$  bewegen, so muß die in  $a$  herrschende Geschwindigkeit gleich  $MA$  in die zu  $b$  gehörige Geschwindigkeit  $MB$  durch

Hinzufügung der links gerichteten Beschleunigungsgröße  $AB$  übergeführt werden. Denn die Geschwindigkeit nach Ablauf eines kurzen Zeitraumes  $t$  ist immer gleich der geometrischen Summe aus der Anfangsgeschwindigkeit und der mit  $t$  multiplizierten Beschleunigung. Nennen wir  $R$  den Halbmesser des Kreises  $K$  und  $t$  die Zeit, in der der Weg  $ab$  zurückgelegt wurde, also  $ab = v \cdot t$ , so folgt aus der Ähnlichkeit der Dreiecke  $mab$  und  $MAB$

$$R : (v \cdot t) = v : AB, \quad AB = \frac{v^2}{R} t,$$

d. h. die erforderliche Beschleunigung oder Geschwindigkeitsänderung pro Zeiteinheit ist  $v^2 : R$ . Hat das Flugzeug das Gesamtgewicht  $G$ , also die Masse  $G : g$ , so ist die für das Fliegen in der Linkskurve vom Radius  $R$  erforderliche Kraft (Masse mal Beschleunigung) gleich  $G \cdot v^2 : g \cdot R$ , wirkend von rechts nach links, oder besser gesagt, in zentripetaler (nach

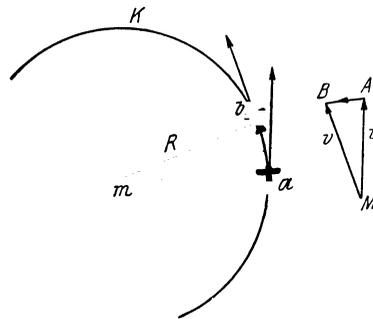


Abb. 148. Fliehkraft.

dem Zentrum des Kreises gewendeter) Richtung. Woher soll nun diese Kraft, wir wollen sie mit  $C$  bezeichnen,

$$C = \frac{G}{g} \cdot \frac{v^2}{R}$$

herkommen? Bekanntlich nennt man die der Kraft  $C$  entgegengesetzte, nach außen gerichtete Gegenkraft von gleicher Größe die Fliehkraft. Wäre das Flugzeug durch ein Seil an den Kreismittelpunkt gefesselt, so würde die Fliehkraft in dem Seilzug in Erscheinung treten.

Wenn wir ein Flugzeug ansehen, das tatsächlich in einer Linkskurve fliegt, so können wir nicht lange im Zweifel darüber bleiben, wie es sich mit der Kraft  $C$  verhält. Denn wir sehen, daß das Flugzeug in der Kurve eine ganz bestimmte Schiefstellung einnimmt, etwa so, wie es Abb. 149 andeutet. Nun wissen wir, daß die Luftkräfte immer annähernd senkrecht zu den Angriffsflächen wirken. Daraus folgt, daß hier die resul-

tierende Luftkraft infolge der Schiefstellung ebenfalls geneigt sein muß, und zwar so, daß sie in unserer Zeichnung von rechts nach links weist. Diese Kraft hat also neben den in die Vertikalebene fallenden Komponenten Auftrieb und Rücktrieb (von denen der letztere in der Abbildung nicht zu sehen ist, weil er senkrecht zur Bildebene wirkt) noch eine nach links gerichtete wagrechte Komponente. Damit Gleichgewicht im Kurvenflug herrscht, muß diese wagrechte Kraft den oben berechneten Wert  $C$  haben, woraus folgt, daß die Neigung des Flugzeuges gegen die Vertikale gleich  $C:G$ , also zufolge der oben abgeleiteten Formel gleich

$$C:G = \frac{v^2}{g \cdot R}$$

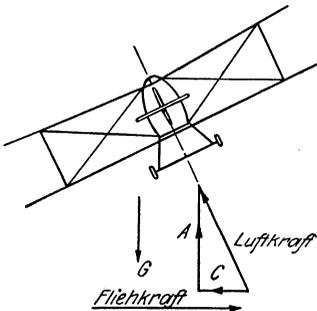


Abb. 149. Schiefstellung in der Kurve.

sein muß. Wir haben durch diese Überlegung das Ergebnis gewonnen: Um in einer Kurve zu fliegen, muß das Flugzeug eine Schiefstellung annehmen, bei der die Neigung der ursprünglich vertikalen Flugzeugachse proportional dem Quadrat der Geschwindigkeit und umgekehrt proportional dem Halbmesser der Kurve ist.

Jetzt ist aber auch klar, was geschehen muß, damit ein Flugzeug in Kurvenflug übergeht: Es genügt nicht, durch Auslegen des Seitenruders eine Drehung der Längsachse um die Vertikale hervorzurufen, man muß auch die Schiefstellung des Flugzeuges und dadurch den Eintritt der zentripetalen Beschleunigung herbeiführen.

Bei den älteren Flugzeugen mit geringerer Geschwindigkeit und verhältnismäßig großer Spannweite war die Drehung um die Vertikale in Verbindung mit der Wirkung einer großen Seitenflosse schon ausreichend, um die Schiefstellung herbeizuführen. Denn eine Drehung des in Fahrt befindlichen Flugzeuges nach links besteht doch darin, daß die vorerst gleichen Geschwindigkeiten  $v$  der beiden Flügel verschieden werden: die rechte Flügelspitze erhält eine gewisse Zusatzgeschwindigkeit zu  $v$ , die linke bleibt etwas gegen  $v$  zurück. Bedenkt man

nun, daß die Luftkräfte an jedem Teilchen eines Körpers dem Quadrat der Geschwindigkeit proportional sind (Abschn. 6), so versteht man, daß durch die vom ausgelegten Seitenruder herbeigeführte Verdrehung die rechte Tragfläche etwas gehoben, die linke etwas gesenkt wird.

Bei den modernen Flugzeugen mit großer Geschwindigkeit und kleiner Spannweite tritt eine Schiefstellung infolge der Geschwindigkeitsunterschiede der Flügelenden kaum ein. Die durch die Verdrehung entstehende Zunahme und Abnahme der Auftriebskräfte an den beiden Flügelseiten sind eben im Verhältnis zu der Gesamtgröße des Auftriebs viel zu gering.

Demnach bleibt nichts anderes übrig, als zur Erreichung eines Kurvenfluges das Flugzeug mittels der Querruder in die Kurve zu „legen“. Man gibt gleichzeitig mit der Betätigung des Seitensteuers nach links dem Querruder den Ausschlag in dem Sinn, daß die Klappe rechts gesenkt, links gehoben wird. Dadurch vergrößert man den Auftrieb rechts,

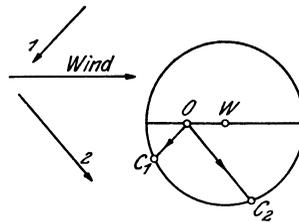


Abb. 150. Scharfe Wendung im Winde.

vermindert ihn links und erzielt die Schiefstellung in dem gewünschten Ausmaß. Das Betätigen des Querruders im Kurvenflug ist heute in der Regel wichtiger als das des Seitensteuers. Für den Flugzeugführer ist es von Bedeutung, den Einfluß des Windes im Kurvenflug zu kennen. Wir verwenden zur Untersuchung des Windeinflusses wie in Abschn. 31 den Geschwindigkeitskreis (vgl. Abb. 135). In Abb. 150 stellt  $OW$  wieder die Windgeschwindigkeit dar. Die Endpunkte der durch  $O$  gehenden Geschwindigkeitsvektoren für irgendwelche Richtungen liegen alle auf dem Kreis um  $W$  mit dem Radius gleich der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges. Fliegt man nun beispielsweise in der Richtung 1, Abb. 150, unter  $45^\circ$  gegen den Wind und macht, indem man den Boden im Auge behält, eine scharfe Linkskurve durch  $90^\circ$ , so daß man mit  $45^\circ$  Rückenwind in die Richtung 2 kommt, so muß das Flugzeug, um sich mit gleicher Eigengeschwindigkeit im Wagrechtflug zu erhalten, wie der Geschwindigkeitskreis zeigt, eine viel größere Fluggeschwindigkeit,

$OC_2$  statt  $OC_1$ , annehmen. Die hierzu notwendige Beschleunigung der Flugzeugmasse erfordert eine gewisse Zeit, und im ersten Augenblick wird man eben noch für die Richtung 2 zu wenig Geschwindigkeit haben. Die Folge davon ist, daß das Flugzeug das Bestreben zeigt, zu sinken und daß der Drehzähler des Motors zurückgeht (vgl. Abschn. 24); der Vorgang ist nicht ohne Gefahr. Man vermeidet sie, indem man beim Kurvennehmen genau auf das Verhalten des Flugzeuges achtet und für die gleich große Schwenkung je nach der Windlage verschieden viel Zeit läßt.

### 36. Schwerpunkt und Druckmittel.

Bevor wir auf die Wirkungsweise des Höhenleitwerkes näher eingehen, müssen wir eine kurze Überlegung nachtragen, die wir früher übergangen haben, die aber eigentlich noch zu den Bedingungen des Gleichgewichtes, also des stationären Fluges, gehört. Wir sprachen nämlich in den früheren Kapiteln immer nur von der Gleichheit der Kräfte: Auftrieb = Gewicht, Widerstand = Zugkraft, und hatten auf diesen beiden Bedingungen die ganze Berechnung des Flugzeuges (Abschn. 25 bis 30) aufgebaut. Nun genügt es aber für das Gleichgewicht eines Körpers nicht, daß die Kräfte sich der Größe nach aufheben. Wie bekannt, bezeichnet man zwei entgegengesetzt gerichtete gleich große Kräfte, die an zwei verschiedenen, parallelen Wirkungslinien angreifen, als ein Kräftepaar oder Drehpaar und bringt damit zum Ausdruck, daß sie den Körper, auf den sie wirken, nicht im Gleichgewicht lassen, sondern zu verdrehen suchen. Es muß eben nicht nur die Summe der Kraftkomponenten in jeder Richtung null sein, sondern ebenso auch die Summe der „Momente“ aller Kräfte, d. i. der jeweiligen Produkte Kraft mal Hebelarm, mit den Vorzeichen entsprechend der Drehrichtung. Diese Gleichgewichtsbedingung, die zu den schon erörterten noch hinzukommt, spielt zwar keine Rolle bei der Berechnung der Flugleistungen (die den Hauptinhalt der bisherigen Vorträge bildete), sie wird aber für die Fragen der Flugeigenschaften, die wir in diesem Kapitel zu behandeln haben, ausschlaggebend.

Die auf das Flugzeug von außen her einwirkenden Kräfte, die wir jetzt alle zugleich ins Auge fassen müssen, sind die Schwer-

kraft, der Auftrieb und Rücktrieb der Tragflächen, der schädliche Widerstand, die Zugkraft und das Widerstandskraftmoment der Luftschaube. Die Kräfte, die im Motor spielen, Kolbenkraft und Drehmoment auf die Kurbelwelle, Lagerreibung usf. haben als „innere Kräfte“ keinerlei Bedeutung für das Gleichgewicht des Flugzeuges als Ganzes.

Alle hier genannten Kräfte sind eigentlich nur der Kürze wegen eingeführte Zusammenfassungen je einer Gesamtheit stetig verteilter, an allen Punkten des ganzen Flugzeuges, bzw. der Tragfläche oder der Luftschaube angreifender Kräfte. Zunächst die Schwere (oder das Gewicht): sie wirkt an allen Teilen des Flugzeuges und der darin befindlichen Belastung usf. vertikal abwärts und ihre Resultierende, also das, was wir kurz als Schwerkraft bezeichnen, geht stets durch einen ganz bestimmten, der Lage nach festen Punkt des Flugzeuges, der sein Schwerpunkt heißt ( $S$  in Abb. 151). Die Lage des Schwerpunktes kann man ermitteln, sobald man die Lage und das Gewicht aller Bauteile des Flugzeuges und aller zur Belastung gehörenden Teile kennt, und zwar nach den bekannten Regeln über die Zusammensetzung paralleler Kräfte. Denkt man sich in der Längsebene des Flugzeugs zwei zueinander senkrechte Achsen, und seien die Abstände der einzelnen Flugzeugbestandteile von den beiden Achsen mit  $a, b, c, \dots$  bzw. mit  $a', b', c', \dots$ , die Abstände des Schwerpunktes mit  $k$  bzw.  $k'$  bezeichnet, so ist, wenn die einzelnen Flugzeugbestandteile die Gewichte  $A, B, C \dots$  haben:

$$k = \frac{A \cdot a + B \cdot b + C \cdot c + \dots}{A + B + C + \dots},$$

$$k' = \frac{A \cdot a' + B \cdot b' + C \cdot c' + \dots}{A + B + C \dots}.$$

Aus diesen beiden Beziehungen läßt sich die Lage des Schwerpunktes bestimmen. Wenn das Flugzeug schon gebaut ist, findet man sie durch Auswägung. Zu diesem Zweck stellt man das Flugzeug auf zwei gesonderte Waagen, Abb. 152; erst einmal in normaler Ruhelage, dann mit möglichst hochgehobenem Schwanzende, und jedesmal so, daß eine Waagschale unter den Fahrgestellrädern, eine unter der Schwanzkufe steht. Hat man bei der ersten Wägung vorn das

Gewicht 860 kg und hinten 190 kg erhalten, so weiß man, daß der Schwerpunkt auf der Linie  $AA$  liegt, die die Entfernung zwischen den durch die beiden Auflagepunkte gehenden Vertikalen im Verhältnis 19:86 teilt. Ergibt die zweite Messung die Gewichte 950 kg und 100 kg, so hat man als

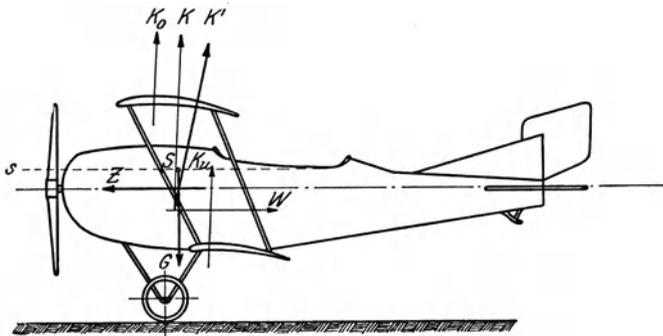


Abb. 151. Lage der Kräfte am Flugzeug.

zweiten Ort für den Schwerpunkt die Linie  $BB$ , die in der rechtsstehenden Abbildung, die beiden Vertikalen durch Radauflager und Schwanzkufe im Verhältnis 95:10 teilt. Trägt

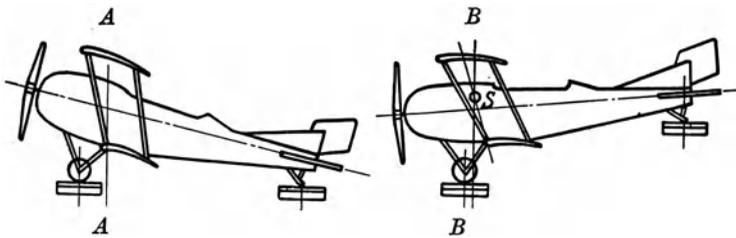


Abb. 152. Schwerpunktbestimmung durch Auswägen.

man beide Linien in dieselbe Figur ein, so erhält man in ihrem Schnitt  $S$  die Lage des Schwerpunktes (vgl. a. Abschn. 40).

Die Luftkräfte, die auf die Teile der Tragfläche wirken, geben, wie wir aus dem zweiten Kapitel wissen, eine Resultierende, die annähernd senkrecht zur Flächensehne gerichtet ist. Über die Lage ihrer Wirkungslinie kann man zunächst nur sagen: Sie muß der Symmetrie wegen in die Längsebene des ganzen Flugzeuges fallen, also in der Abb. 151, die einen Längsschnitt des

Flugzeuges darstellt, als eine gegen die Lotrechte schwach geneigte Gerade erscheinen. Die genaue Richtung ist, wie ebenfalls schon bekannt, durch das Verhältnis der Beiwerte  $c_{wg} : c_a$  die sog. Gleitzahl, bestimmt. Aber damit ist die Lage der Wirkungslinie noch nicht vollständig gegeben. Es muß noch irgend einer ihrer Punkte, z. B. ihr Schnittpunkt, mit der wagrechten Flugzeugachse bekannt sein.

In Abb. 153 ist nochmals, ähnlich wie in Abb. 20, das von uns schon wiederholt betrachtete Tragflächenprofil aus Abb. 19 herausgezeichnet, und zwar unter einem Anstell-

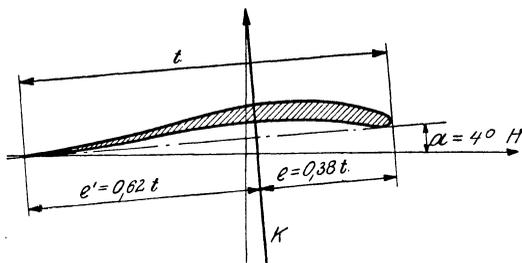


Abb. 153. Lage der Luftkraft-Resultierenden.

winkel  $\alpha = 4^\circ$ . Dabei haben wir jetzt die resultierende Luftkraft  $K$  nicht nur der Größe nach, sondern auch der Lage nach so eingezeichnet, wie sie bei den Versuchen gefunden wurde. Man sieht, daß es am einfachsten ist, die Lage dadurch festzulegen, daß man etwa den Schnittpunkt der Resultierenden mit der Flächensehne durch seinen Abstand  $e$  vom Vorderrand bestimmt. Jedesmal, wenn ein Profil auf seine Eignung für eine Tragfläche untersucht wird, muß man außer den beiden Beiwerten  $c_a$  und  $c_w$  des Auftriebs und Rücktriebs auch noch den Abstand  $e$  für alle Anstellwinkel, am besten gleich im Verhältnis zur Flächentiefe  $t$ , bestimmen (Abb. 153). Die Abb. 25 zeigt für das in Abb. 19 dargestellte Profil die Lage der Resultierenden oder, wie man auch sagt, des Druckmittels, an. Die Ordinaten der Kurve, von der oberen Abszissenachse an, nach der rechts stehenden Skala abgelesen, geben die in Prozenten ausgedrückte Entfernung  $e$  vom Vorderrand, im Verhältnis zur ganzen Tiefe  $t$  des Profils. Rechnet man die Ordinaten von unten nach oben und liest nach der

links stehenden Skala ab, so erhält man analog die Entfernung  $e'$  vom Hinterrand der Fläche. In den Polardiagrammen sind die gestrichelten Kurven zusammengehörige Werte der Ordinaten  $c_a$  (Auftriebszahl) und der Abszissen  $c_m$  (Momentenzahl) dargestellt, wobei  $c_m$  nichts anderes als  $ec_a : t$  ist.

Besitzt das in Abb. 151 im Längsschnitt dargestellte Flugzeug zwei gleich große rechteckige Tragflächen, deren Ränder senkrecht zum Längsschnitt (keine Pfeilform!) stehen, so liegt die Gesamtergebnisierende der Luftkräfte  $K$  für den oberen und unteren Flügel, so wie eingezeichnet, gerade in der Mitte zwischen den Kräften  $K_o$  und  $K_u$ , die den oberen bzw. unteren Flügeln allein entsprechen. Sind die obere und untere Fläche ungleich groß, so verschiebt sich, wie bekannt, die Resultierende mehr gegen die der größeren entsprechende Teilkraft. Sind die Begrenzungen nicht senkrecht zum Längsschnitt (sog. Pfeilform, vgl. Abb. 140), so muß man schon bei Bestimmung der Teilkräfte  $K_o$  und  $K_u$  darauf achten, daß die Projektionen der einzelnen Tragflächenabschnitte nicht übereinander liegen. In jedem Fall aber kann man an Hand der Abb. 25, bzw. der analogen, für das betreffende Profil gültigen, die Lage der Resultierenden  $K$  eindeutig festlegen, wobei sich im allgemeinen für jeden Anstellwinkel eine andere Lage ergeben wird.

Nur bei besonderer Formgebung des Flügelprofils kann man es erreichen, daß die Angriffslinien bei verschiedenem Anstellwinkel durch einen Punkt gehen. Solche Profile, die in der Regel hinten S-förmig aufgebogen sind, nennt man dann „druckpunkt-feste“ Profile<sup>1)</sup>. In jüngster Zeit sind für die Versuche mit Nurflügelflugzeugen druckpunkt-feste Profile konstruiert und mit Erfolg verwendet worden.

Zu dem Tragflächenauftrieb und -rücktrieb kommt nun noch der in Abschn. 4 und 5 behandelte schädliche Widerstand hinzu. Er ist der Bewegung entgegengesetzt, also beim normalen Flug in Abb. 151 wagrecht nach rechts gerichtet und greift an allen Teilen der Rumpfoberfläche, des Fahrgestells, der Tragflächenverspannung usw. an. Wo die Resultierende liegt, läßt sich kaum genau berechnen; man kann es mehr

<sup>1)</sup> Die Theorie dieser Profile ist entwickelt von R. v. Mises, Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch. 1920, S. 68—73 u. 87—89.

oder weniger gut abschätzen, wenn man sich überlegt, welche Teile den hauptsächlichsten Widerstand bieten. In Abb. 151 ist angenommen, daß die Wirkungslinie  $W$  etwas unterhalb der Luftschraubenachse liegt. Verlängert man die Wirkungslinie bis zum Schnitt mit der Tragflächenkraft  $K$ , so kann man sie mit dieser nach dem Parallelogrammgesetz zu einer Resultierenden zusammensetzen, deren Angriffslinie durch den Schnittpunkt hindurchgeht. Wir haben die so entstandene Kraft in Abb. 151 mit  $K'$  bezeichnet; sie ist natürlich gegen die Lotrechte stärker geneigt als  $K$ . Man erkennt übrigens leicht, daß ein Fehler in der Annahme der Höhenlage von  $W$  die Lage von  $K'$  nur unbedeutend verändert.

Die letzte noch in diesem Zusammenhang zu betrachtende Kraft ist die Zugkraft  $Z$  der Luftschraube, denn das Widerstandskraftmoment scheidet für das Längsgleichgewicht, wie wir noch sehen werden, aus. Die Wirkungslinie von  $Z$  fällt, der Symmetrie der Luftschraubenflügel wegen, mit der Drehachse der Luftschraube zusammen, solange wir annehmen dürfen, daß die Flugrichtung die Richtung der Propellerachse ist. Beim Wagrechtflug wird das stets mindestens mit großer Annäherung zutreffen.

### 37. Momente um die Querachse.

Wir gehen jetzt daran, die zu Beginn des Abschnittes 36 erwähnte Gleichgewichtsbedingung — wonach die Summe der Kraftmomente bei jedem in Ruhe oder gleichförmiger Bewegung verharrenden Körper null sein muß — auf die Verhältnisse beim Wagrechtflug eines Flugzeuges anzuwenden.

Wir haben im ganzen drei Kräfte zu betrachten: Schwere  $G$  vertikal durch den Schwerpunkt, Zugkraft  $Z$  längs der Luftschraubenachse und endlich Resultierende  $K'$  aller Luftkräfte des Flugzeuges (ohne Luftschraube) mit der eben besprochenen Wirkungslinie. Nach einem bekannten Satz der Statik können drei Kräfte nur dann im Gleichgewicht sein (nur dann die Momenten-Bedingung erfüllen), wenn ihre Wirkungslinien sich in einem Punkt treffen. Für drei Kräfte  $K_1$ ,  $K_2$  und  $K_3$ , die in einer Ebene wirken, läßt sich das ohne weiteres einsehen (Abb. 154). Denn  $K_1$  und  $K_2$  geben immer eine Resultierende durch den Schnittpunkt, und wenn  $K_3$  nicht ebenfalls durch diesen geht, kann

es höchstens der Resultierenden von  $K_1$  und  $K_2$  entgegengesetzt gleich sein, würde aber dann ein Kräftepaar geben. Für drei Kräfte im Raum folgt daraus, daß die Projektionen auf irgendeine Ebene stets durch einen Punkt gehen müßten, damit sie im Gleichgewicht sind. Das ist aber nur dann der Fall, wenn die drei wirklich einen Punkt gemeinsam haben. Daraus folgt also: Damit das Flugzeug mit gleichförmiger Geschwindigkeit wagrecht fliegen kann, muß die Resultierende  $K'$  der Luftkräfte (Tragflächenauftrieb und -rücktrieb samt schädlichem Widerstand) die Luftschraubenachse in demselben Punkte schneiden wie die durch den Schwerpunkt gehende lotrechte Gerade. Diese Bedingung ist in Abb. 151 als erfüllt angenommen.

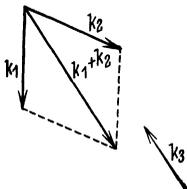


Abb. 154.  
Drei Kräfte in  
der Ebene.

Man sieht, daß die Resultierende  $K'$  nicht etwa durch den Schwerpunkt gehen muß. Diese Forderung wird oft als eine notwendige bezeichnet; sie besteht aber, wie man sieht, nur dann zu Recht, wenn auch die Luftschraubenachse den Schwerpunkt enthält.

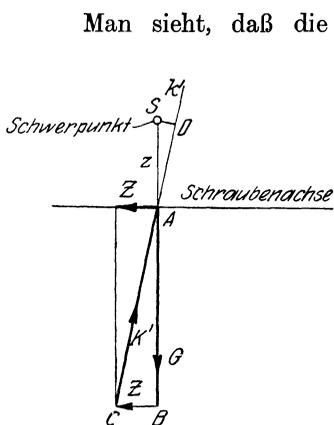


Abb. 155. Die Angriffslinien  
der Kräfte.

In Abb. 155 ist die Lage der Kräfte  $G$ ,  $K'$  und  $Z$  in der Umgebung des Schwerpunktes nochmals, vergrößert, herausgezeichnet, wobei auch die Übereinstimmung von  $Z$  mit der wagrechten und von  $G$  mit der lotrechten Komponente der Resultierenden  $K'$  zur Anschauung gebracht ist. Diese Übereinstimmung

war ja die Grundlage der namentlich im sechsten Kapitel erörterten Beziehungen. Den Abstand der Wirkungslinie  $K'$  vom Schwerpunkt haben wir mit  $k'$ , den von  $Z$  mit  $z$  bezeichnet. Da die beiden rechtwinkligen Dreiecke  $ABC$  und  $ADS$  den Winkel bei  $A$  gemeinsam haben, sind sie ähnlich, und es folgt daraus:

$$z : k' = K' : Z \quad \text{oder} \quad z \cdot Z = k' \cdot K'.$$

Nun ist aber  $z \cdot Z$  das Moment, mit dem die Zugkraft der Schraube das Flugzeug um den Schwerpunkt mit der Spitze aufwärts zu drehen sucht,  $k' \cdot K'$  das Moment, mit dem die Luftkraft umgekehrt drehen will. Daß beide Ausdrücke gleich sind, besagt, daß bei der Anordnung der Abb. 155 die Summe der Momente null ist, mit anderen Worten: die in Abb. 151 oder 155 angenommenen Verhältnisse, wonach die Wirkungslinien von  $G$ ,  $Z$  und  $K'$  durch einen Punkt gehen, erfüllen gerade die eingangs des Abschnittes ausgesprochene Gleichgewichtsbedingung.

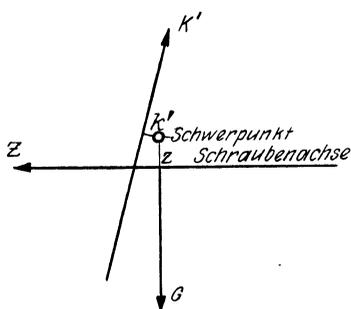


Abb. 156. Schwanzlastige Anordnung.

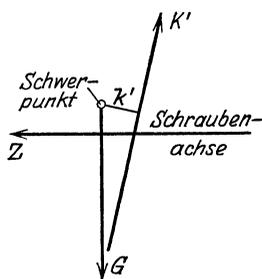


Abb. 157. Kopflastige Anordnung.

Wenn bei einem Flugzeug der Abstand  $k'$  kleiner ist, als es die Bedingung  $z \cdot Z = k' \cdot K'$  verlangt, also so, daß  $K'$  links vom Schnittpunkt der Luftschraubenachse mit der Vertikalen durch den Schwerpunkt, der Angriffslinie der Schwerkraft, vorbeigeht, z. B. wie in Abb. 156, wo  $k'$  sogar negativ angenommen wurde, dann bleibt jedenfalls infolge des größeren  $Z \cdot z$  ein Moment übrig, das die Spitze zu heben, den Schwanz zu senken sucht. Man sagt in diesem Falle, das Flugzeug sei schwanzschwer oder schwanzlastig. Im umgekehrten Fall eines zu großen Hebelarmes  $k'$  (Abb. 157) nennt man das Flugzeug kopfschwer oder kopflastig. Das einfachste, aber bei einem fertigen Flugzeug nicht immer durchführbare Mittel zur Behebung der Kopf- oder Schwanzlastigkeit besteht darin, durch veränderte Anordnung der Lasten den Schwerpunkt zu verlegen. Oft wird man gezwungen sein, die Tragflächen dem Rumpf gegenüber zu verschieben, wobei  $K'$  das ganze Stück der Verschiebung mitmacht, der Schwerpunkt aber nur um einen

geringeren Weg, entsprechend dem Verhältnis des Tragflächen- gewichts zum Gesamtgewicht, verschoben wird.

Nicht immer wird es möglich sein, die Tragflächen von vorn- herein so einzustellen oder nachher zu verschieben, daß das Flugzeug, wie man sagt, völlig „ausgeglichen“ oder „ausbalanciert“, d. h. weder kopf- noch schwanzlastig ist. Ein Mittel, den Ausgleich der Mo- mente zu unterstützen hat man nun in der Höhenflosse. Setzt man voraus, daß bei wagrechtem Fluge Höhenruder und Höhen- flosse genau wagrecht eingestellt sind, so tragen sie höchstens etwas zum schädlichen Widerstand des Flugzeuges bei, ohne sonst nennenswerte Luftkräfte zu erfahren. Es hindert aber nichts, der Höhenflosse einen kleinen, zum Beispiel positiven Anstellwinkel zu geben. Sie erhält dann einen Auftrieb. Der Auftrieb der Flosse addiert sich zu dem der Tragfläche und bewirkt vor allem, daß die Resultierende  $K'$  der Luftkräfte weiter nach hinten rückt. War das Flugzeug schwanzlastig, so kann es durch „positives“ Einstellen der Höhenflosse ausgeglichen werden. Umgekehrt kann man eine Kopflastigkeit durch „negatives“ Einstellen der Höhenflosse beseitigen, d. h. dadurch, daß man der Flosse einen geeigneten negativen Anstellwinkel gibt. Diese Heran- ziehung der Höhenflosse zur Ausbalancierung soll man jedoch nur in engen Grenzen halten. Denn mit dem Auftrieb bzw. Ab- trieb ist stets auch ein Rücktrieb verbunden, der infolge des kleinen Seitenverhältnisses im Verhältnis zum Auf- bzw. Ab- trieb bei der Flosse im allgemeinen größer sein wird als bei der Tragfläche. Wird von vornherein bei der Konstruktion eines Flugzeuges mit einer „nicht neutralen“, sondern „tragenden“ Höhenflosse gerechnet, so wird man sie vorteilhaft nicht als symmetrisches, sondern als gewölbtes Profil ausbilden.

Aber selbst bei sorgfältigster Einstellung der Tragflächen und der Höhenflosse kann der „Ausgleich“ der Momente kein voll- ständiger sein. Denn man muß mit kleinen Schwankungen der Be- lastung — z. B. durch Verminderung des Benzins, das nicht immer genau im Schwerpunkt liegt, infolge Bewegung der Mitfliegenden usf. — rechnen. Da hilft nun in gleicher Weise, wie es früher von der Höhenflosse gezeigt wurde, das Höhenruder, das der Führer je nach Bedarf einstellen kann. Ist ein Flugzeug kopflastig, so äußert sich das darin, daß der Führer „ziehen“, d. h. einen Steuer- druck im Sinne des Steigens ausüben muß, um wagrecht zu

fliegen. Ein schwanzlastiges Flugzeug muß man im Wagrechtflug „drücken“, d. h. man muß das Höhensteuer in dem Sinn wie beim Abwärtsfliegen betätigen. Bei einem vollkommen ausgeglichenen Flugzeug kann man das Höhensteuer frei lassen. Sind die Schwerpunktsverschiebungen, die auftreten können, so groß, daß der Ausgleich durch das Höhenruder Schwierigkeiten macht, dann verwendet man an Stelle der am Flugzeug festen Höhenflosse eine verstellbare Höhenflosse, eine sogenannte Trimmflosse. Der Flugzeugführer kann durch Betätigen eines Handrades die jeweils richtige Lage der Höhenflosse einstellen.

Ein Flugzeug, das im Wagrechtflug ausgeglichen ist, kann beim Steigen oder Gleiten kopf- oder schwanzlastig sein, da ja der Anstellwinkel und damit die Lage des Tragflächenauftriebes sich mit der Flugrichtung ändert. In der Regel verlangt man den Ausgleich nur für den Wagrechtflug und für ein motorloses Gleiten bei einem passenden Gleitwinkel. In Abb. 158 sind die Steuerkräfte in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit für einen Heinkel-Hochdecker (HD 32) bei Vollgas (1) und bei Leerlauf (2) dargestellt. Zwischen den beiden Linien hat man sich zur Vervollständigung noch die anderen zu denken, welche den verschiedenen Zwischenstellungen des Drosselhebels entsprechen. Man sieht, daß für Vollgas der Ausgleich bei einer Geschwindigkeit von 83 km/Std, für Leerlauf bei einer Geschwindigkeit von fast 190 km/Std hergestellt wird.

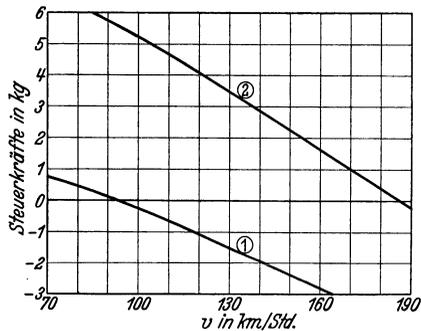


Abb. 158. Momentenausgleich durch Steuerkräfte.

Um den Gleichgewichtszustand in den normalen Geschwindigkeitsbereich zu legen, hat man die Lage des Schwerpunktes zu berücksichtigen. Verlegt man den Schwerpunkt zu weit nach hinten, so kann unter Umständen für den gesamten normalen Anstellwinkelbereich die Resultierende  $K'$  so liegen, daß das Flugzeug schwanzlastig ist. Bei den neueren Bauarten der letzten Jahre

liegt er etwa 24% bis 35% der mittleren Flügeltiefe von der vorderen Flügelkante aus gerechnet nach hinten. Es hat sich auch gezeigt, daß bei einer Verrückung des Schwerpunktes noch mehr nach hinten das Flugzeug aus gewissen Fluglagen (Trudelflug, s. später) nicht mehr mit Sicherheit abgefangen werden kann.

### 38. Längsstabilität.

Was unter Längsstabilität verstanden wird, ist bereits in Abschn. 32 ausgeführt worden. Wir wollen jetzt zeigen, warum ein Flugzeug, das lediglich aus Tragflächen, Motor, Luftschraube und Belastung besteht, im allgemeinen instabil ist und wie es tatsächlich durch Höhenflosse und Höhenruder für die Längsrichtung stabil gemacht wird.

In Abschnitt 36 ist im Anschluß an Abb. 25 die Lage der Druckmittellinie einer Tragfläche erörtert worden. Sehen wir uns diese Zeichnung oder Abb. 30 nochmals an, so erkennen wir, daß bei zunehmendem Anstellwinkel die Resultierende der Tragflächenkräfte nach vorn, gegen den Anblaserand oder die Vorderkante des Flügels zu, rückt. In dieser Erscheinung, der sog. Wanderung des Druckmittels, liegt vor allem die Ursache für das instabile Verhalten einer belasteten Tragfläche.

In Abb. 159 haben wir für die Anstellwinkel  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$  usw. die Richtung und Lage der Luftkraft entsprechend den Abb. 22 bis 25 für das in Abb. 19 dargestellte Profil genau eingezeichnet. Nehmen wir nun z. B. Abb. 160 an, das Flugzeug arbeite im Wagrechtflug mit einem Anstellwinkel von  $4^\circ$  und es trete eine plötzliche Störung ein, etwa ein Windstoß von vorn, der das Flugzeug etwas aufrichtet, also den Anstellwinkel für den Augenblick auf, sagen wir  $5^\circ$  erhöht. Die bei  $5^\circ$  Anstellwinkel wirksame Luftkraft greift, wie die Abb. 160 und 25 zeigen, um etwa 1,5 vH der Tiefe, also bei einer Fläche von 1,40 m Tiefe um rund 2 cm näher dem Vorderende an. Da das Flugzeug vor der Störung im Gleichgewicht war, so muß die Schwerkraft mit Luftschrauben-Zugkraft und schädlichem Widerstand der früheren Luftkraft das Gleichgewicht gehalten haben. Jetzt, nach der Störung, wirken die Schwerkraft und die anderen genannten Kräfte an der gleichen Stelle weiter,

die Luftkraft ist aber um 2 cm nach vorn gerückt; es ergibt sich also ein durch die Störung hervorgerufenen verdrehendes Moment von der Größe Gewicht mal 2 cm Hebelarm, wirksam in dem Sinne, der eine Vergrößerung des Anstellwinkels, demnach weiteres Aufbäumen des Flugzeuges, herbeizuführen sucht. Wir haben hier den in Abschnitt 32 erwähnten Fall vor uns, daß die durch eine Störung hervorgerufenen Kräfte (hier ein Kräftepaar, das in dem eben bezeichneten Sinne zu drehen sucht) auf eine Vergrößerung der Störung hinwirken. Das ist aber gerade das, was oben als Kennzeichen eines unstillen Zustandes angeführt wurde.

In welcher Weise werden nun durch Anordnung der Höhenflosse diese Verhältnisse verändert? Abb. 161 zeigt uns ein aus Tragfläche und hinten angeordneter „neutraler“ Dämpfungsflosse bestehendes System. Im normalen Zustand, für den wir einen Anstellwinkel der Tragfläche von  $4^\circ$  vorausgesetzt haben, steht die Höhenflosse wagrecht und erfährt somit weder Auftrieb noch Abtrieb. Bäumt sich nun das Flugzeug infolge einer Störung auf, so entsteht zwar in der oben beschriebenen Weise ein (in der Abbildung linksdrehendes) Moment, das die Aufbäumung zu vergrößern sucht; gleichzeitig aber erhält jetzt die Höhenflosse einen Anstellwinkel gleich dem Aufbäumungswinkel und empfängt infolgedessen eine aufwärts gerichtete

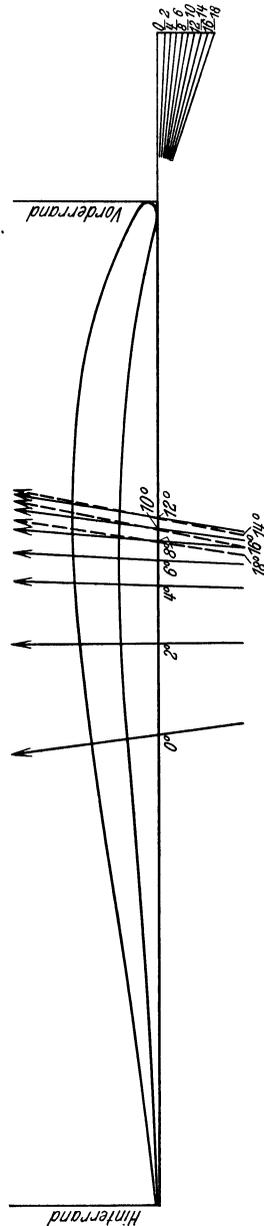


Abb. 159. Luftkräfte nach Größe und Richtung bei verschiedenen Anstellwinkeln.

Kraft. Diese Kraft ergibt, wie man sofort sieht, ein drehendes Moment mit dem Hebelarm gleich dem Abstand der Höhenflosse vom Flugzeugschwerpunkt, und zwar ein Moment, das rechts dreht und daher der Aufbäumung entgegenwirkt. Wenn man die auf die Höhenflosse wirkende Kraft 3 (Abb. 161) mit der auf die Tragfläche wirkenden 2' zusammensetzt, entsteht eine Resultierende 4, die gegen 2' soviel nach links verschoben ist, als dem Moment von 3 entspricht. Die Aufgabe besteht daher nur darin, die Höhenflosse so groß zu machen, daß das rechtsdrehende Moment, das durch die Höhen-

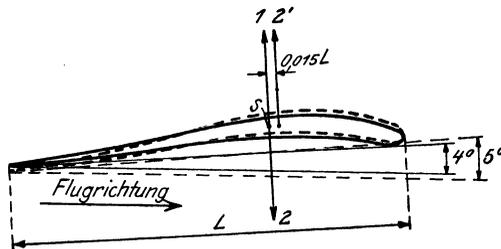


Abb. 160. Wirkung einer kleinen Störung auf die Tragfläche.

- 1 Luftkraft vor der Störung.
- 2 Schwerkraft + Propellerzug + schädlicher Widerstand.
- 2' Luftkraft nach der Störung.

Vor der Störung wirken Kraft 1 und 2 (Gleichgewicht),  
nach der Störung wirken Kraft 2' und 2 (linksdrehendes Kräftepaar).

flosse bestimmt wird, größer wird als das linksdrehende, das von der Druckmittelwanderung herrührt. Nehmen wir an, daß der Auftriebsbeiwert für das Höhenleitwerk bei  $1^\circ$  Anstellwinkel 0,04 beträgt, so muß die Bedingung erfüllt sein:

$$q \cdot 0,04 \cdot f \cdot \frac{v^2}{2} \cdot l \text{ größer als } 0,015 \cdot t \cdot G.$$

Hierin bedeuten  $f$  die Größe der Höhenflosse,  $l$  ihren Abstand vom Schwerpunkt, so daß also der erste Ausdruck gleich dem Moment der von der Dämpfungsfäche herrührenden Kraft ist, ferner  $G$  das Gesamtgewicht,  $t$  die Tiefe der Tragfläche und 0,015 die Zahl, welche die Druckmittelwanderung nach Abb. 25 für den vorliegenden Fall bestimmt (d. i. 1,5 vH für  $1^\circ$ ). Aus dieser Bedingung ersieht man z. B., daß für die erforderliche Rumpflänge, die wesentlich durch  $l$  bestimmt wird, vor allen Dingen die Flächentiefe  $t$  maßgebend

ist, keineswegs aber etwa die Spannweite der Flügel. Wenn man daher einen Doppeldecker durch einen Dreidecker gleicher Flächengröße und gleicher Spannweite ersetzt, so kann man die Rumpflänge im Verhältnis 2 : 3 verkleinern, sobald man die Größe der Höhenflosse  $f$  unverändert lassen will.

Welchen Teil der im ganzen erforderlichen Größe  $f$  man unveränderlich und welchen man verstellbar macht, hängt von anderen Gesichtspunkten ab. Das Flugzeug wird lenksamer, wenn man das Ruder auf Kosten der Flosse größer bemißt, aber weniger stabil (Kunstflugzeug). Es gibt auch Flugzeuge,

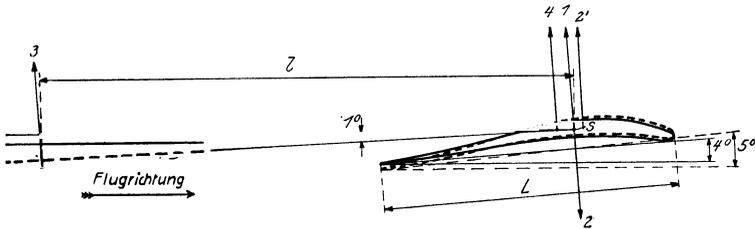


Abb. 161. Wirkung einer kleinen Störung auf die mit einer Höhenflosse verbundene Tragfläche.

1, 2, 2' wie in Abb. 166.

3 Luftkraft auf die Höhenflosse nach der Störung.

4 Resultante von 2' und 3.

Nach der Störung wirken 4 und 2 (rechtsdrehendes Kräftepaar).

die überhaupt keine feststehende Höhenflosse, sondern nur ein entsprechend großes Höhenruder haben. Das erfordert allerdings sehr viel Achtsamkeit des Führers, gewährt aber dafür den Vorteil großer Lenksamkeit.

Wenn die Höhenflosse von vornherein nicht „neutral“ eingestellt ist, sondern zur Erhaltung des Gleichgewichts einen positiven oder negativen Anstellwinkel für den Wagrechtflug erhalten hat, so ändert das nicht viel an der vorstehenden Überlegung. Man darf nur bei „tragender“ Höhenflosse nicht vergessen, daß das Wachsen der Luftkräfte mit zunehmendem Anstellwinkel eine gewisse Grenze hat. Ist die Grenze erreicht, so verliert die Flosse ihre stabilisierende Wirkung. — Bei Verwendung gewölbter Flossen oder Ruder gilt natürlich das Gleiche wie für symmetrische Flächen, man muß nur in der Rechnung die Auftriebsbeiwerte des betreffenden Profils einsetzen.

Daß ein Flugzeug mit starker Pfeilstellung der Flügel ohne Höhenflosse (Abb. 140) längsstabil sein kann, ist jetzt auch unschwer einzusehen. Man muß sich nur vorstellen, daß die Flügelflächen derart gestaltet werden, daß die hintenliegenden Flügelspitzen den Anstellwinkel Null haben, während das Flugzeug wagrecht fliegt. Tritt eine Störung ein, so wirken diese Flügelspitzen genau so wie eine neutral eingestellte Höhenflosse, deren Abstand vom Flugzeugschwerpunkt eben dem Abstand entspricht, in dem die Flügelenden hinter dem Schwerpunkt zurückliegen.

Mit den vorstehenden Betrachtungen ist die Theorie der Längsstabilität keineswegs erschöpft. Was wir hier vorgebracht haben, ist nur eine Andeutung der sogenannten statischen Stabilitätsbedingung, weil wir ja nur jene Kräfte betrachtet haben, die durch Veränderung der Flugzeuglage bei einer Störung entstehen. Es gibt aber auch Kräfte, die durch die Veränderung der Geschwindigkeitsverhältnisse geweckt werden, und überdies sind auch die verschiedenen Komponenten der Massenträgheit in Rechnung zu stellen. Diese weiteren Erörterungen gehören in das Gebiet der sog. dynamischen Stabilität, die ohne höhere mathematische Hilfsmittel nicht erörtert werden kann. Es muß hier genügen festzustellen, daß unsere normalen Flugzeuge meistens so viel Höhenflossen- und Höhenruderfläche besitzen, daß die statische Stabilitätsbedingung ganz oder annähernd erfüllt ist. Die Theorie der dynamischen Stabilität lehrt, daß man mit Rücksicht auf die bei jeder Drehung auftretenden Dämpfungskräfte auch mit einem etwas geringeren Maß von Stabilisierungsfläche das Auslangen finden kann und daß dies für die Beweglichkeit (Wendigkeit in bezug auf die Höhenrichtung) des Flugzeuges vorteilhaft ist. Jedenfalls darf, insbesondere bei Kunstflugmaschinen, die statische Stabilität nicht zu groß gemacht, also die Höhenflosse nicht zu reichlich bemessen werden.

### 39. Momente um die Längsachse, Querstabilität.

Als einziges wesentliches Moment um die Längsachse des Flugzeuges wirkt das Luftschraubendrehmoment  $M$ . Dieses Moment sucht das Flugzeug entgegen dem Drehsinn der Luftschraube um die Längsachse zu drehen. Zunächst wollen wir uns ein Urteil über das Ausmaß von  $M$  verschaffen.

Da  $M$  der Größe nach gleich dem Antriebsmoment des Motors ist, können wir die am Schluß von Abschn. 19 abgeleitete Beziehung:

$$M = 716 \frac{N}{n},$$

verwenden, wobei  $N$  die Motorleistung in PS,  $n$  die Umdrehungszahl in der Minute bezeichnen. Nehmen wir als Beispiel ein Flugzeug von 1050 kg Gewicht und einen Motor von  $N = 185$  PS Leistung, und einer Drehzahl von  $n = 1400$ . Daraus ergibt sich  $M = 716 \cdot 185 : 1400 = 95$  kgm. Mit diesem Moment sucht die

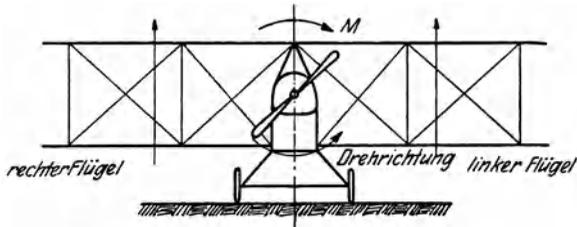


Abb. 162. Aufnahme des Luftschrauben-Drehmoments durch die Flügel.

Luftschraube in Abb. 162 das Flugzeug so zu drehen, daß der rechte Flügel (in der Flugrichtung rechts) sich hebt, der linke sich senkt. Nun lastet rechts und links auf den Flügeln je das halbe Gewicht, also 525 kg. Nehmen wir die Spannweite des Flugzeuges zu rund 10 m an, so beträgt die Entfernung der Tragflächenmitten links und rechts, d. h. der Stellen, an denen man die je 525 kg Auftrieb angreifend denken kann, rund 5 m. Denkt man sich jetzt den Auftrieb am linken Flügel um  $95 : 5 = 19$  kg vergrößert, am rechten um ebensoviel vermindert, so gibt die Summe immer noch 1050 kg, aber die Drehmomente der beiden Kräfte in bezug auf die Luftschraubenachse heben einander nicht auf, sondern geben 2,5 ( $525 + 19$ ) in der Drehrichtung der Luftschraube und 2,5 ( $525 - 19$ ) entgegengesetzt, so daß  $5 \cdot 19 = 95$  kgm entgegen dem Sinn von  $M$  übrigbleiben. Man sieht also, daß eine ganz geringfügige Verschiebung in der Verteilung des Auftriebes auf die beiden Flügelseiten hinreicht, um die Wirkung von  $M$  auszugleichen: Das Widerstandskraftmoment der Luftschraube wird aufgehoben, wenn der eine Flügel in unserem

Falle um etwa 7 vH mehr trägt als der andere. Solche Unterschiede werden praktisch sehr leicht dadurch erreicht, daß man die Flügel nicht ganz gleich einstellt, sondern ihnen etwas verschiedene Anstellwinkel, wenigstens an einzelnen Teilen, gibt. Das Maß der Verschiedenheit muß in jedem einzelnen Fall durch Versuche festgestellt werden. Übrigens kann man etwaige Fehler in dieser Richtung durch Betätigen der Querruder wettmachen, in der gleichen Weise wie Fehler im Längsausgleich durch das Höhenruder beseitigt werden. Die Anordnung von zwei gegenläufigen Schrauben, die die Brüder Wright bei ihren ersten Flugzeugen zur Aufhebung der Wirkung von  $M$  angewandt hatten, ist jedenfalls nicht notwendig. Selbst bei Flugzeugen mit zwei parallel stehenden Motoren, wo es ein Leichtes wäre, die Drehsinne entgegengesetzt zu machen, sieht man in der Regel davon ab, da die geringe Größe von  $M$  nicht einmal diese kleine Unbequemlichkeit rechtfertigt.

Ein weiteres Moment um die Längsachse entsteht dadurch, daß die hinter der Luftschraube zurückbleibende Strömung eine Drehbewegung im Sinne der Luftschraubendrehung enthält. Das Seitenleitwerk, das im wesentlichen oberhalb der Luftschraubensachse liegt, wird also nicht genau in der Längsrichtung angeströmt, sondern ist gegenüber der Strömung etwas angestellt und erhält so eine Seitenkraft in der Richtung, in der sich die Propellerspitzen im obersten Teil ihrer Bahn bewegen. Zur Vermeidung dieser Kraft verdreht man das Seitenleitwerk etwas aus der Mittelebene heraus. Natürlich entsteht dann bei Leerlauf des Motors, wenn die Strömung keine Drehbewegung enthält, eine Seitenkraft, die durch Seitenruderbetätigung ausgeglichen werden muß. Werden Symmetriefehler, die nicht durch irgendwelche feste Einrichtungen ausgeglichen sind, während des Fluges durch Auslegen der Ruder in ihrer Wirkung aufgehoben, so liegt immer schon ein mangelhafter Betriebszustand vor. Man sagt, ein Flugzeug „zieht rechts“ oder „zieht links“, wenn eine Betätigung des Seitenruders nach links bzw. rechts, und es „hängt rechts“ oder „hängt links“, wenn eine entsprechende Betätigung des Querruders beim normalen Fluge erforderlich ist.

Wir kommen nun zu einer genaueren Betrachtung der Stabilität des Flugzeuges, gegenüber Drehungen um die Längs-

achse, der sogenannten Querstabilität. Wir bemerkten schon, daß ein besonderes Organ zur Erzielung der Querstabilität nicht vorhanden ist. Das einzige konstruktive Hilfsmittel zur Erzielung eines rückführenden Momentes bei ungewollten Drehbewegungen um die Längsachse ist die V-Stellung der Flügel (Abb. 163). Die Wirkungsweise der V-Stellung der Flügel ist folgende:

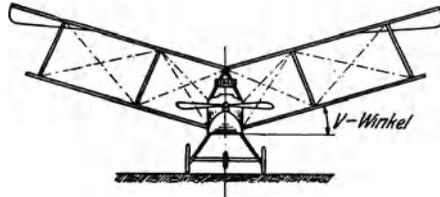


Abb. 163. V-Stellung der Flügel.

Wenn ein in geradem Flug begriffenes Flugzeug aus irgendeiner Ursache eine Verdrehung um die Längsachse erfahren hat (Abb. 164), so daß der linke Flügel abwärts hängt, so dreht sich auch die Luftkraft mit aus der Vertikalebene heraus und erhält eine linksgerichtete Wagrechtkomponente. An den Anstellwinkeln hat sich dabei natürlich nichts geändert, gleichgültig ob die Flügel in V-Stellung stehen oder nicht. Nun bedeutet aber die wagrechte Kraftkomponente eine wagrechte Beschleunigung nach links und erzeugt in kurzer Zeit eine kleine linksgerichtete Zusatzgeschwindigkeit. In Abb. 165 und 166 sind die Verhältnisse bei schräg seitlicher Anströmung des Tragflügels ohne und mit V-Stellung schematisch dargestellt. Wenn eine

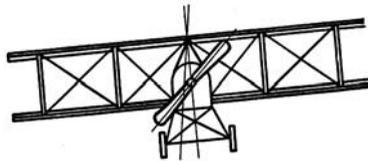


Abb. 164. „Hängendes“ Flugzeug.

Tragfläche ohne V-Winkel unsymmetrisch angeblasen wird, (Abb. 165), also so, daß die Richtung des Luftstroms einen Winkel  $\beta$  mit der Symmetrieebene (Längsebene des Flugzeuges) einschließt, so werden hiervon die beiden Flügel, von den äußersten Spitzen abgesehen, in ganz gleicher Weise betroffen. Der Anstellwinkel bleibt gegenüber dem Fall des symmetrischen Anblasens ziemlich unverändert. Ganz anders bei der Tragfläche, Abb. 166, deren Flügel aus der gemeinsamen Ebene, um die Mittellinie der Fläche, gegeneinander zu, soweit verdreht sind, daß sie einen Winkel, der kleiner als  $180^\circ$  ist, miteinander bilden. Hat der Luftstrom wieder die Neigung  $\beta$  gegen

die Längsebene in dem in der Abb. 166 angedeuteten Sinn, so wird der in der Zeichnung rechts liegende Flügel unter einem größeren Anstellwinkel getroffen, als der linke. Man erkennt dies am deutlichsten, wenn man sich die Anblaserichtung noch stärker gedreht denkt, etwa bis zu  $90^\circ$ . Dann bekommt der eine Flügel sogar nur Luft von oben, d. h. er steht ganz unter negativem Anstellwinkel, während der andere noch immer von unten angeblasen wird. Betrachten wir nun wieder statt des

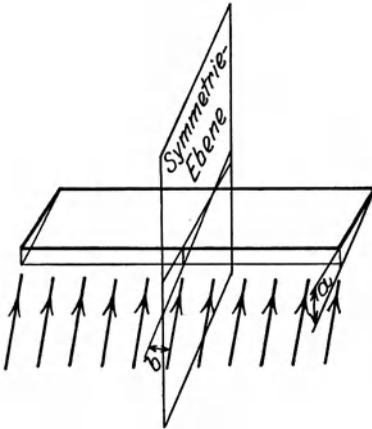


Abb. 165. Seitlich angeblasener Flügel ohne V-Stellung.

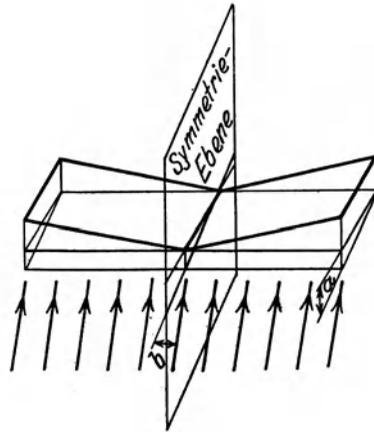


Abb. 166. Seitlich angeblasener Flügel mit V-Stellung.

ruhend angeblasenen Flügels den in ruhender Luft bewegten, so finden wir die Wirkung der V-Stellung auf ein Flugzeug, das im Begriff ist, seitlich abzurutschen. Sie besteht darin, daß der bei der seitlichen Bewegung voraneilende Flügel erhöhten Auftrieb, der andere Flügel verringerten Auftrieb erhält, wodurch ein Moment um die Längsachse entsteht, welches das Flugzeug in seine wagrechte Lage zurückdreht.

Besonders wertvoll wird diese Wirkung, wenn das Flugzeug in der Kurve liegt und aus irgendeinem Grunde stärkere Schiefstellung angenommen hat als der Fliehkraft entspricht (Abschn. 35). Der Überschuß an Querkraft vergrößert die Ablenkung der Geschwindigkeitsrichtung, erhöht also die Krümmung der Kurve, die das Flugzeug beschreibt. Dabei kann unter Umständen wieder die Schiefstellung zunehmen und,

indem das so fortgeht, entsteht die oft beobachtete gefährliche „Trudelmovement“ oder der „Korkzieher“. Starke V-Stellung der Flügel schützt bis zu einem gewissen Grade vor dem Trudeln. Gleichwohl werden viele Flugzeuge ohne V-Winkel mit ganz glatten Tragflächen gebaut. Dies liegt zum Teil an dem Umstand, daß man die Vorteile der Wendigkeit gegenüber einem doch nicht ausreichenden Grad von automatischer Querstabilität voranstellt, hauptsächlich aber daran, daß man in der (nicht automatischen) Stabilisierung durch die Querruder ein praktisch ausreichendes Hilfsmittel zur Beherrschung der Querstörungen erblickt.

Ob die Tragflächen nun V-Stellung besitzen oder nicht, so kommt den Querrudern auf alle Fälle eine ganz überragende Bedeutung zu bei der Aufrechterhaltung der gewünschten Fluglage, denn bei größeren Störungen genügt auch die stabilisierende Wirkung der V-Stellung nicht, um eine automatische Rückdrehung des Flugzeuges in die Normallage zu bewirken. Die größten Störungen des Momentengleichgewichtes um die Längsachse treten auf, wenn das Flugzeug mit seiner Geringstgeschwindigkeit im Bereiche des Höchstauftriebes der Tragflächen fliegt. Wir sprachen in Abschn. 7 davon, daß die Begrenzung des Auftriebes dadurch erfolgt, daß sich die Strömung bei einem bestimmten Anstellwinkel der Tragfläche auf der Oberseite ablöst. Das Ablösen der Strömung tritt bei vielen Profilen ziemlich plötzlich auf und ist mit einem sofortigen Absinken des Auftriebes verbunden. Wird nun ein Flugzeug über den kritischen Winkel des Abreißen „überzogen“, so läßt es sich kaum vermeiden, daß der Vorgang des Abreißen der Strömung auf der einen Tragflügelseite früher einsetzt als auf der andern, da der kritische Anstellwinkel äußerst empfindlich ist gegen kleine Profiländerungen. Außerdem werden der rechte und der linke Flügel nie vollkommen symmetrisch sein, sondern immer infolge Werkstattungenauigkeiten Abweichungen von der Symmetrie zeigen. Der Auftrieb fällt also beim Überziehen auf der einen Seite ab, es entsteht ein Moment um die Längsachse und das Flugzeug beginnt sich aus seiner wagrechten Lage herauszudrehen. Es kommt jetzt darauf an, mit Hilfe der Querruder die Störung zu beheben. Da im Langsamflug die Ruderwirkungen ohnedies sehr gering sind (die Ruderkräfte

sind ja proportional dem Staudruck, also der Fluggeschwindigkeit), ist es wichtig, daß wenigstens im Bereich der Querruder die Strömung sich noch nicht abgelöst hat. Man versucht das dadurch zu erreichen, daß die äußeren Teile der Tragfläche einen kleineren Anstellwinkel erhalten als die inneren. Dadurch wird beim „Überziehen“ der kritische Anstellwinkel zuerst im inneren Bereich des Flügels erreicht. Man muß dabei allerdings beachten, daß, wie aus Abb. 28 hervorgeht, der Höchstauftrieb und damit der kritische Anstellwinkel bei sehr dünnen Profilen stark abfällt. Nun nimmt die Profildicke meist nach den äußeren Enden des Tragflügels zu ab, so daß diese einen geringeren kritischen Anstellwinkel haben als die inneren Teile des Tragflügels. Ein sehr wirkungsvolles Mittel, beim Überziehen das Abreißen der Strömung im Querruderbereich zu verhindern, ist auch das Anbringen von Schlitzflügeln in den äußeren Teilen der Tragfläche (siehe S. 63). Der kritische Anstellwinkel wird dadurch im Querruderbereich wesentlich erhöht (siehe Abb. 32). Auf jeden Fall darf bei Flugzeugen, bei denen die Höhenrunderwirkung ein Überziehen gestattet, der Anstellwinkel unter keinen Umständen so weit vergrößerbar sein, daß auch im Querruderbereich die Strömung abreißt, da dann eine Erhaltung der gewünschten Fluglage mit Hilfe der Querruder nicht mehr möglich ist. Das Flugzeug kippt in diesem Fall, ohne daß es der Flugzeugführer vermeiden kann, über einen Flügel ab und gerät in eine Trudelbewegung. Ein richtig konstruiertes Flugzeug läßt sich, wenn überhaupt, nur so weit überziehen, daß die Strömung im inneren Bereich der Tragfläche abreißt, dagegen im Querruderbereich nicht. Die Möglichkeit des überzogenen Fluges ist zum Zweck einer Landung mit kurzem Auslaufweg wünschenswert, da der Gleitwinkel im überzogenen Flug stark zunimmt und ein großer Gleitwinkel für den Landevorgang von Vorteil ist.

Sehr oft hört man von „Erfindungen“ die beabsichtigen, ein Flugzeug durch Kreiselwirkung stabil zu machen. Die Erfinder gehen zumeist von der naiven Ansicht aus, daß eine rotierende Masse jeder Änderung der Achsenrichtung einen Widerstand entgegensetzt. Tatsächlich wirkt ein Kreisel nur wie eine Vergrößerung des Flugzeugträgheitsmomentes, wenn man von der Eigenschaft des Kreisels absieht, daß ein Moment,

welches die Kreiselachse zu verschwenken sucht, eine Schwenkbewegung hervorruft, die in der Ebene senkrecht zu derjenigen des Momentes stattfindet. Eine Vergrößerung des Trägheitswiderstandes gegen Drehung um eine Achse, bewirkt zwar, daß die Drehbeschleunigung infolge eines bestimmten Drehmomentes kleiner wird, die etwa vorhandenen Kräfte, welche das Flugzeug nach einer Drehbewegung aus der Normallage heraus wieder in die Ausgangslage zurückführen, werden jedoch vom Trägheitswiderstand in keiner Weise beeinflußt. Durch Einbau eines Kreisels bleibt die Stabilität (oder Instabilität) eines Flugzeuges völlig unverändert.

Überhaupt haben sich wohl mit keiner andern Frage des Flugzeugbaues unberufene Köpfe so viel beschäftigt, wie mit der Stabilität der Flugzeuge. Immer wieder tauchen irgendwelche Projekte zur Stabilisierung, sei es mittels Kreisel oder mittels Pendel, mittels Fühlflächen oder ähnlicher Elemente, auf. Keines dieser „künstlichen“ Stabilisierungsmittel hat sich im Verlaufe der nun schon jahrzehntelangen flugtechnischen Entwicklung praktisch bewährt. All den Vorschlägen liegt die Vorstellung zugrunde, daß die Flugunfälle, von denen man von Zeit zu Zeit hört, eine Folge der Instabilität der betreffenden Flugzeuge sind. Das ist aber durchaus irrig, und sicherlich weisen Flugzeugtypen, die grundsätzlich instabil sind, keine wesentlich höheren Unfallziffern auf, als andere mit großen Stabilisationsflächen. Man wird das verstehen, wenn man bedenkt, daß die fortlaufende Stabilisierung des Flugzeuges Sache des Führers ist und daß die Instinkte zur Erhaltung der Stabilität dem Menschen angeboren sind: Nicht nur das Fahren auf dem Zweirad, auch der aufrechte menschliche Gang ist eine Bewegungsform ohne Querstabilität. Soweit überhaupt Flugunfälle mit Gleichgewichtsfragen in Zusammenhang gebracht werden können, handelt es sich stets um Störungen von ungewöhnlicher Stärke, z. B. bei Sturm oder bei Versagen irgendwelcher Teile. In solch kritischen Fällen kann aber das Heil unmöglich von einer mechanischen Einrichtung erwartet werden. Hier muß der Flugzeugführer seine Eignung bewähren, indem er mit der Einsicht in das Wesen der Sache Mut und Geschicklichkeit verbindet.

## VIII. Abflug und Landung.

### 40. Fahrgestell und Sporn, Schwimmer und Flugboot.

Wir haben bisher die Eigenschaften und Bewegungszustände eines Flugzeuges, losgelöst von allen Beziehungen zur festen Erde, besprochen. Denn beim gleichförmigen Wagrechtflug, beim Steigen, Sinken und Bogenfliegen, beim Eintritt und Ausgleich von Störungen, in all diesen Fällen gelangt das Flugzeug nur mit der umgebenden Luftmenge in Wechselwirkung. Ob und wie die Luft sich der Erde gegenüber bewegt, bleibt dabei außer Betracht (vgl. hierzu Abschn. 31), nur in der Schwerkraftwirkung, die aber von Lage und Bewegungszustand der Körper ganz unabhängig ist, äußert sich der Einfluß der Erdmasse. In unmittelbarer Beziehung zur Erde tritt jedoch ein Flugzeug in dreifacher Weise: Vor Beginn eines jeden Fluges muß noch auf dem Boden der Bewegungszustand hergestellt werden, der einem ansteigenden Flug (Abschn. 26) entspricht, am Ende des Fluges muß das Flugzeug allmählich in den Ruhezustand übergehen, endlich muß während des Fluges ein vorgeschriebener Weg gegenüber der Erde eingehalten werden, soll das Flugzeug praktisch überhaupt verwendbar sein. Von diesen drei Aufgaben wollen wir in diesem Kapitel die beiden ersten behandeln, indem wir von Abflug und Landung sprechen; auf die Fragen der Kurshaltung gegenüber der Erde kommen wir im letzten Kapitel zurück.

Die ersten Flugzeuge der Brüder Wright bedurften zum Abflug von der Erde einer besonderen Einrichtung, die an der Abflugstelle zurückblieb. Sie bestand in einem sog. Katapult, der durch die freiwerdende Energie eines aufgezogenen und dann herabfallenden Gewichtes dem Flugzeug eine gewisse Anfangsgeschwindigkeit erteilte. Mit dieser Geschwindigkeit begann das Flugzeug seinen Anlauf, bei dem es durch die Wirkung des Propellerzuges allmählich in den Zustand kam, der das Verlassen des Bodens ermöglichte. Sehr bald hat man diese „künstliche“ Bewegungseinleitung als überflüssig erkannt. Heute starten ausnahmslos alle Flugzeuge zu Wasser und zu Lande aus eigener Kraft. Nur beim Abflug von Schiffen aus und gelegentlich bei Segelflügen finden Katapulte noch Ver-

wendung. Um die Bewegungsvorgänge, die beim Abfluge auftreten, zu verstehen, müssen wir uns nun zunächst die der Bewegung am Boden dienenden Teile der heutigen Flugzeuge, das Fahrgestell und die Schwanzkufe, ansehen.

Die bei Landflugzeugen durchaus allgemeine Anordnung zeigt unsere Abb. 167. Das Fahrgestell besteht meist aus zwei, seltener mehr Rädern, die an einer Achse, oder an mehreren in einer Geraden liegenden Achsen, laufen. Jedenfalls bietet das Fahrgestell, im Längsschnitt gesehen, dem Flugzeug nur einen Unterstützungspunkt, der stets um eine gewisse

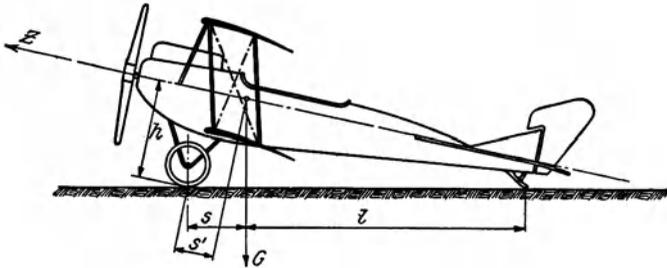


Abb. 167. Normale Fahrgestell-Anordnung.

Strecke vor dem Schwerpunkt liegt. Steht das Flugzeug am Boden, so findet es einen zweiten Unterstützungspunkt am Schwanzende, in dem sog. Sporn oder der Schwanzkufe. Dies ist ein geeignetes geformtes Gleitstück, das mit einem elastischen Zwischenglied an den Rumpf anschließt. Die Spornkufe bremst dadurch, daß sie sich in den Boden eingräbt, den Auslauf des Flugzeugs, was bei großen Verkehrsflugzeugen mit langer Auslaufstrecke von Wichtigkeit ist. Andererseits ist die Verwendung von tief furchenden Schwanzkufen im Interesse der Flugplatzschonung nicht möglich, will man bei dem heute schon sehr regen Flugverkehr auf den Flugplätzen die Fläche des An- und Auslaufgebietes in gutem Zustand erhalten. Man hat deshalb zuerst versucht, die Schwanzkufe durch ein Spornrad mit Bremse zu ersetzen. Auf diese Weise erzielte man die gleiche Wirkung, ohne den Flugplatz zu beschädigen. Heute wird allerdings durchgängig die Bremswirkung auf die Laufräder ausgeübt, und die Form der Schwanzkufe so gewählt, daß sie beim Gleiten die Fläche nicht beschädigt. Es gibt auch um das Spornende

drehbare Spornkufen, die sich automatisch dem jeweiligen Bodenprofil anpassen<sup>1)</sup>. Die Länge der Schwanzkufe wird so gewählt, daß bei ruhendem Flugzeug die Motorachse einen verhältnismäßig steilen Winkel von etwa  $15^{\circ}$  oder darüber mit der Wagrechten bildet, damit im Augenblick des Abfluges der Sporn keinesfalls mehr den Boden berührt.

Die in Abb. 167 angedeutete Stellung kann das Flugzeug in der Regel nicht mehr einnehmen, sobald der Motor in vollem Gang ist, ohne daß das Schwanzende durch eine äußere Kraft

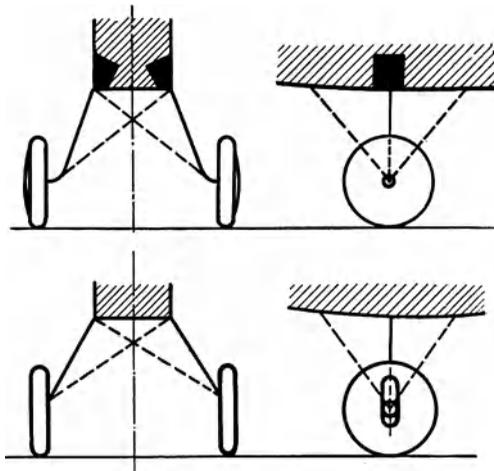


Abb. 168. Fahrgestellformen.

niedergedrückt wird. Denn werden vor die Räder, um die Fortbewegung zu hindern, Hemmschuhe gelegt, so sucht der Luftschraubenzug  $Z$  mit dem Moment  $Z \cdot h$  ( $h$  = senkrechter Abstand des Unterstützungspunktes von der Längsachse des Flugzeuges), das Flugzeug um den vorderen Auflagerpunkt zu drehen. Das der Drehung entgegenwirkende Moment der Schwere, das als Produkt des Gewichtes  $G$  in den Abstand  $s$  (Abb. 167) gemessen wird, ist infolge entsprechender Wahl des Abstandes  $s$  in der Regel kleiner als das Moment des Propellerzuges. Nimmt man an, daß die Zugkraft der Luftschraube am Stand etwa

<sup>1)</sup> F. Michael, Versuche mit einer neuen Spornform für Flugzeuge. Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch. 1929, S. 329.

ein Drittel des Gewichtes, die Höhe  $h$  der Schraubenachse über dem Boden (in wagrechter Lage des Flugzeuges) etwa 1,80 m beträgt, so folgt, daß bei einem Abstand  $s = 0,6$  m gerade Gleichgewicht bestehen würde. Bei den neueren, raschen Flugzeugen wird das Fahrgestell oft viel weiter vorgeschoben, weil dies beim Landen Vorteile bietet. Immer aber pflegt bei wagrechter Stellung des Rumpfes das Moment des Luftschraubenzuges zu überwiegen, also die Strecke  $s'$  in Abb. 167 kleiner zu sein als die in obigem Beispiel mit 0,6 m berechnete Größe. Bei wagrechter Lage der Motorachse ist  $Z \cdot h - G \cdot s'$  das Moment, mit dem der Luftschraubenzug das Flugzeug um den Unterstützungspunkt zu drehen sucht.

Von der Entfernung  $s$  hängt die Größe des sog. Sporndruckes, d. i. des Gewichtsanteils, der auf dem Sporn ruht, ab. Ist  $l$  die Entfernung des Spornauflagerpunktes vom

Schwerpunkt, so entfällt der Teil  $\frac{s}{s+l}$

des Gewichtes auf den Sporn, also z. B. bei  $l = 5$  m,  $s = 0,50$  m rund ein Zehntel des Gewichtes (vgl. auch Abschn. 36).

Bei der konstruktiven Ausführung des Fahrgestells wird in neuerer Zeit besonders stark darauf geachtet, seinen schädlichen Widerstand niedrig zu halten. Man vermeidet daher meistens die durchlaufende Achse und verlegt die erforderliche Federung in das Innere des Rumpfes oder in das Rad. Die Stirnansicht neuzeitlicher Ausführungen von Fahrgestellen zeigt Abb. 168.

Die Räder des Fahrwerks sind heute in der Mehrzahl, bei schnellen Verkehrsflugzeugen fast durchgängig, mit einer so tief reichenden Verschalung von der Gestalt eines Stromlinienkörpers versehen, daß ein Rollen gerade noch möglich (Abb. 169). Eine noch durchgreifendere Verbesserung stellt das versenkbare Fahrgestell dar. Die Bestrebungen, sich von den schädlichen Widerständen des Fahrgestells freizumachen, gehen schon weit zurück. Gegen Ende des Krieges versuchte man eine kleine Kampf- und Beobachtungsmaschine, den „Sperry-Messenger“, der nach dem Start sein Fahrgestell abwerfen konnte und dann ohne Fahrgestell landete. Neuere Konstruktionen sehen einzieh- bare Fahrgestelle vor, die durch einen vom Führer betätigten

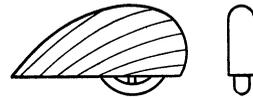


Abb. 169. Verschaltete Fahrgestellräder.

Mechanismus für die Zeit des Fluges ganz in den Rumpf oder in die Tragfläche hineingezogen werden können.

Soll ein Flugzeug nicht vom Lande, sondern vom Wasser abfliegen, so muß es naturgemäß Einrichtungen erhalten, die es zum Schwimmen befähigen. Es sind zwei grundsätzlich verschiedene Lösungen dieser Aufgabe durchgeführt worden.

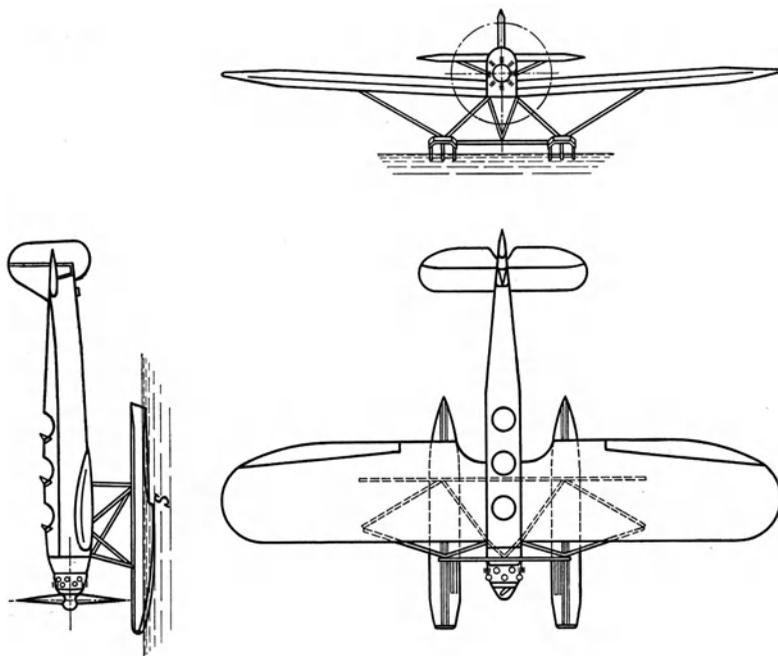


Abb. 170. Wasserflugzeug.

Die eine, das sog. Wasserflugzeug, besteht darin, daß an Stelle der Fahrgestellräder geeignet geformte, geschlossene Schwimmkörper angeordnet werden (Abb. 170). Manchmal erhält ein solches Wasserflugzeug noch neben den Schwimmern ein hochziehbares Landfahrgestell, so daß es auch zu Land abfliegen und niedergehen kann; die Räder müssen, wenn vom Wasser abgeflogen wird, so hoch gezogen werden, daß sie den Schwimmwiderstand nicht unnützlich erhöhen. Neuerdings werden auch, insbesondere bei Landflugbooten, sog. Flug-

boot-Amphibien, versenkbare Fahrgestelle verwendet, die bewegliche Gelenke besitzen und so in den Rumpf eingezogen werden können, daß die äußere Radfläche einen Teil der Rumpfwand bildet. Die in neuerer Zeit allgemeiner zur Geltung gekommene Lösung stellt das sog. Flugboot dar, das in Abb. 171 schematisch dargestellt ist. Hier ist der Rumpf des Landflugzeuges als Wasserboot ausgebildet, die Tragflächen, der Motor und das Leitwerk liegen entsprechend hoch darüber. Während man bisher in der Regel Flugboote mit flacher Kielung benutzte, die den Vorzug größerer Stabilität beim Starten, beson-



Abb. 171. Flugboot.

ders im Seegang, haben, ist man heute dazu übergegangen, mäßig und stark gekielte Flugboote zu konstruieren, da sich bei den allmählich sehr gesteigerten Fluggeschwindigkeiten die Landung flach gekielter Flugboote nicht immer mit der nötigen Sicherheit durchführen läßt. Stark gekielte Boote, die naturgemäß eine größere Neigung haben, seitlichen Schwankungen nachzugeben, werden an der Unterseite der Flügelenden mit Hilfsschwimmern ausgestattet, die ein Tauchen des Flügels bei seitlichem Kippen verhindern. Gelegentlich werden die Flügelspitzen selbst als Schwimmkästen ausgebildet. Ganz ähnlich wie bei Schiffskörpern ist auch bei Flugbooten durch Zellenteilung des Rumpfes oft dafür Sorge getragen, daß bei Leckwerden immer nur eine oder wenige Zellen vollaufen, damit das Boot seine Schwimmfähigkeit nicht gleich verliert.

Früher hat man es immer als einen Nachteil angesehen, das gesamte Triebwerk aus dem Vorderteil des Rumpfes über die Tragfläche hinauf zu verlegen, was bei Flugbooten unerlässlich ist. Es hat sich aber gezeigt, daß diese Motoranordnung

eine Reihe von Vorteilen bietet, die nicht zu unterschätzen sind. Den schädlichen Widerstand, welcher durch die Aufstellung außerhalb des Rumpfes hinzukommt, überwiegt bei weitem der aerodynamische Gewinn, den man aus dem ungestörten Verlauf des Schraubenstrahls für eine gute Ausbildung der Stromlinien und für ein sicheres Arbeiten des Leitwerkes zieht. Freilich ist die Unzugänglichkeit des Triebwerkes bei Motordefekten ein nicht leicht auszugleichender Nachteil der hochgelegten Luftschraube.

Für die konstruktive Ausgestaltung der Schwimmeinrichtung ist neben dem Gesichtspunkt möglichst geringen Luft- und Wasserwiderstandes vor allem der der Seetüchtigkeit maßgebend. Man versteht darunter die Eignung des Flugzeuges, unter Umständen auch längere Fahrten auf Wasser zu machen und vor allem die, auch bei schwerer See abfliegen und niedergehen zu können.

#### 41. Der Abflugvorgang.

Um den mechanischen Vorgang, das Kräftespiel und den Bewegungsverlauf, beim Abflug eines Flugzeuges vom Land oder vom Wasser zu verstehen, zerlegen wir ihn in zwei Teile.

Der erste Teil des Abflugvorganges vom Land besteht darin, daß das Flugzeug bei allmählich eingeschaltetem Motor, mit den Rädern rollend und mit der Schwanzkufe schleifend, sich in Bewegung setzt. Je nachdem, wie die Lage der Räder gewählt wurde, hebt sich hierbei der Sporn entweder schon infolge des Luftschraubenzuges vom Boden ab, oder es bedarf hierzu noch einer Betätigung des Höhensteuers, das ja, sobald nur einige Geschwindigkeit vorhanden ist, so wirkt wie im Fluge, wenn auch nur in geringerem Maße. Man muß aber beachten, daß bei dem rollenden Flugzeug das Kräftespiel schon ein anderes ist als bei dem am Platz festgehaltenen. Selbst wenn angenommen wird, daß zunächst noch keine nennenswerten Luftkräfte auf die Tragfläche wirken, und daß auch die Abnahme der Zugkraft mit wachsender Geschwindigkeit (Abschnitt 24) noch nicht wesentlich zur Geltung kommt, so ändert sich doch eines: Das Moment, das den Schwanz zu heben sucht, wird nicht mehr durch den vollen Propellerzug bestimmt, sondern nur durch die Gegenkraft, die als Reibung am Boden die

Räder und den Sporn bremst. Die Reibung beträgt einen Bruchteil des Gewichtes — wir können schreiben:  $k \cdot G$ , indem wir mit  $k$  die „Reibungszahl“ des Bodens bezeichnen — und ist sicher kleiner als die Zugkraft der Luftschraube, wenn überhaupt ein Start möglich sein soll. Der Überschuß  $Z - kG$  wird zur Beschleunigung des Flugzeuges verbraucht, und nur das Moment  $k \cdot G \cdot h'$ , nicht  $Z \cdot h'$  wie im Ruhezustande, wobei  $h'$  die Höhe des Schwerpunktes über dem Boden ist, wirkt auf ein Heben des Schwanzes hin.

Hat sich einmal der Schwanz vom Boden abgehoben, so beginnt der zweite Teil des Abflugvorganges, der eigentliche Anlauf, bei dem das Flugzeug in der für den Flug geeigneten Stellung allmählich die zum Flug erforderliche Geschwindigkeit erhält. Wir können annehmen, daß der Anstellwinkel, mit dem die Tragfläche dabei gegen die Fahrtrichtung steht, (unter dem Einfluß des Höhensteuers) unveränderlich bleibt und jenen Wert besitzt, der einem Zustand steilen Steigfluges entspricht. Auch soll der Motor bereits voll eingeschaltet sein. Unter diesen Voraussetzungen läßt sich der Anlaufvorgang sehr gut an Hand der in den Abschnitten 25 und 26 verwendeten Diagramme verfolgen.

In Abb. 172 sind die beiden Linien I und II der „erforderlichen“ und der „verfügbaren“ Zugkraft, wie sie der Abb. 116 des sechsten Kapitels entsprechen, für das Flugzeug, dessen Anlauf untersucht werden soll, wiedergegeben, ferner ist eine wagrechte Gerade in der Höhe  $k \cdot G =$  Gewicht mal Reibungszahl eingezeichnet. Solange das Flugzeug noch keine nennenswerte Geschwindigkeit hat, stellt, wie schon erwähnt, die Differenz  $Z_2 - k \cdot G$ , (oben nannten wir sie einfacher  $Z - k \cdot G$ ) also das zwischen der Linie II und der Wagrechten liegende Ordinatenstück den zur Beschleunigung des Flugzeuges dienenden Kraftüberschuß dar. Mit zunehmender Geschwindigkeit gewinnen nun zwei weitere Kräfte Einfluß auf die Beschleunigungsgröße. Der Luftwiderstand  $W$  (schädlicher Widerstand und Tragflächenrücktrieb) ist unmittelbar von dem Kraftüberschuß abzuziehen; andererseits wird durch den allmählich entstehenden Auftrieb  $A$  der Auflagerdruck der Räder herabgesetzt und dadurch mittelbar die Reibungskraft  $k \cdot G$  um den Betrag  $k \cdot A$  vermindert. Die resultierende Kraft hat somit die Größe

$$Z_2 - kG - W + kA = Z_2 - W - k(G - A).$$

Auftrieb und Widerstand ändern sich mit der Geschwindigkeit, und da wir konstanten Anstellwinkel vorausgesetzt haben, sind die zugehörigen Beiwerte auch konstant, so daß  $A$  und  $W$  einfach dem Quadrat der Geschwindigkeit proportional wachsen. In unserer Abb. 172 müssen daher sowohl  $W$  als  $k \cdot A$  durch Parabeln dargestellt werden (da eine Parabel durch die Eigenschaft definiert ist, daß ihre Ordinaten dem Quadrat der Abszissen proportional sind). Die Parabel, die den Verlauf von  $W$  angibt, schneidet in einem bestimmten Punkt  $P$  die Linie I

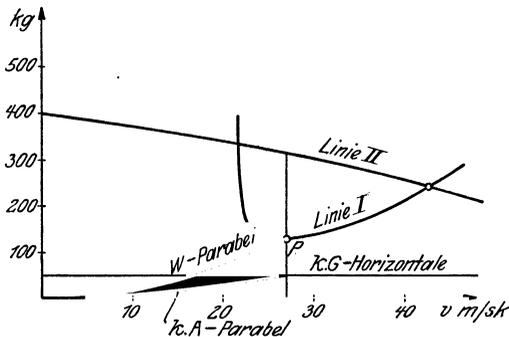


Abb. 172. Kräfteverhältnisse beim Anlauf.

der „erforderlichen Zugkraft“. Sobald die Geschwindigkeit, die der Abszisse von  $P$  entspricht, erreicht ist, befindet sich das Flugzeug in einem Zustand, der ein Fliegen gestattet, und zwar jenes Fliegen, das nach unseren Überlegungen im fünften Kapitel durch die Lage des Punktes  $P$  auf der Linie I genau bestimmt wird. Da wir den Flug nur durch eine Steigbewegung einleiten können, muß sich  $P$  innerhalb des in Abb. 116 schraffierten Bereiches befinden, weil nur dieser die verschiedenen Möglichkeiten des Steigens umfaßt. Bei derselben Abszisse aber, bei der die  $W$ -Parabel die Linie I trifft, schneidet die  $k \cdot A$ -Linie die Wagrechte in der Höhe  $k \cdot G$ . Denn daß wir einen Flugzustand erreicht haben, heißt ja nichts anderes, als daß der Auftrieb (annähernd) gleich dem Gewicht ist. Für den ganzen Anlaufvorgang stellt somit das jeweilige Ordinatenstück zwischen der Linie II und der Wagrechten in der Höhe  $k \cdot G$ , vermindert um das Ordinatenstück zwischen den beiden in Abb. 172 eingezeichneten Parabeln, die Größe des Kraftüberschusses dar.

Am Schlusse hat wegen  $A = G$  und  $W = Z_1$  der Kraftüberschuß einfach den Wert  $Z_2 - Z_1$ : mit diesem Augenblick ist der Abflugvorgang beendet und es beginnt das eigentliche Fliegen.

Die vorstehende Betrachtung kann dazu dienen, den Einfluß verschiedener Umstände, z. B. einer Veränderung der Reibungszahl oder einer andern Wahl des Anstellwinkels beim Anlauf, zu studieren. Es ist selbstverständlich, daß jede Vergrößerung der Reibung den Kraftüberschuß vermindert, also den Anlauf ungünstiger gestaltet. Dagegen ist es nicht ohne weiteres richtig,

daß man durch Verringerung des Anstellwinkels (wodurch der Widerstand vermindert werden soll) den Anlauf befördert, da ja die Entlastung der Räder durch den Auftrieb zugleich auch geringer wird. Mißt man für jede Abszisse die beiden in Betracht kommenden Ordinatestücke, subtrahiert sie, bestimmt mittels Division durch die Flugzeugmasse  $G : g$  die Beschleunigung und trägt deren reziproken Wert zu dem Geschwindigkeitswert  $v$  als Abszisse auf, so erhält man (Abb. 173)

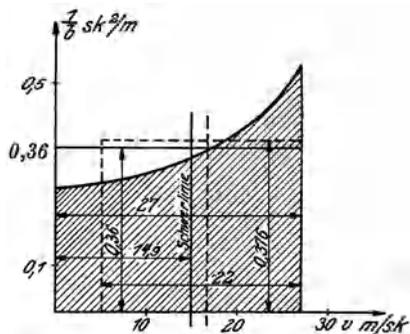


Abb. 173. Ermittlung der Anlaufzeit und des Anlaufweges.

eine Linie, mit deren Hilfe man, wie aus dem Begriff der Beschleunigung folgt, die Anlaufzeit berechnen kann. Die in Abb. 173 schraffierte Fläche gibt unmittelbar ein Maß für die Anlaufzeit<sup>1)</sup>, wenn man die Grundlinie des flächengleichen Rechtecks im Maßstab der Abszissen, die Höhe in dem der Ordinaten abliest. In unserm Beispiel, in dem ein Flugzeuggewicht  $G = 900$  kg, eine Reibungszahl  $k = 0,05$  (feuchter Wiesengrund oder dergleichen) angenommen wurde, haben wir etwa bei  $v = 20$  m/sek in Abb. 172 abgelesen:

<sup>1)</sup> Denn ein Flächenstreifen zwischen zwei nahe benachbarten Abszissen stellt das Produkt aus der Geschwindigkeitsänderung (Basis des Flächenstreifens) und dem Quotienten Zeit durch Geschwindigkeitsänderung (Höhe des Streifens = reziproker Wert der Beschleunigung) dar, also die Zeitgröße, in der die Geschwindigkeit vom Anfangswert der Abszissen zum Endwert anwächst.

$Z_2 - k \cdot G = 280 \text{ kg}$ ,  $W - k \cdot A = 45 \text{ kg}$ , daher Differenz 235 kg, Beschleunigung  $235 : 92 = 2,55 \text{ m/sek}^2$  (weil Masse =  $900 : 9,81 = 92$ ), ihr reziproker Wert  $1 : 2,55 = 0,394 \text{ sek}^2/\text{m}$ . Diese Größe ist bei der Abszisse  $v = 20$  in Abb. 173 aufgetragen und in gleicher Weise die ganze Linie entworfen worden. Das dem schraffierten Bereich flächengleiche Rechteck hat eine Grundlinie von 27, eine Höhe von 0,36 Einheiten, folglich ist die Anlaufzeit  $27 \cdot 0,36 = 9,7 \text{ Sek}$ . Auch die Anlaufstrecke läßt sich aus der Abb. 173 entnehmen. Man hat nur die gefundene Anlaufzeit mit der mittleren Geschwindigkeit zu multiplizieren, und diese ist nichts anderes als die Abszisse des Schwerpunktes der schraffierten Fläche<sup>1)</sup>. In unserm Beispiel liegt der Schwerpunkt ungefähr bei  $v = 14,9 \text{ m/sek}$ , daher ist die Anlaufstrecke  $9,7 \text{ sek} \cdot 14,9 \text{ m/sek} = 144 \text{ m}$ . Über die Abkürzung der Anlaufstrecke durch Anwendung besonderer Kunstgriffe sprechen wir noch weiter unten.

Wird bei Wind gestartet, so ändern sich die vorstehenden Überlegungen. Denn die für den Flug notwendige Geschwindigkeit muß gegenüber dem Wind vorhanden sein, während die Beschleunigung gegenüber der Erde zu messen ist. Man sucht nun praktisch den Anlauf stets in der Richtung gegen den Wind zu nehmen. In diesem Fall ist, wenn  $w$  die Größe der Windgeschwindigkeit, die sog. Windstärke, bezeichnet, an unserer Ableitung nichts weiter zu ändern, als daß der Anlaufvorgang nicht mit der Geschwindigkeit null, sondern mit der Geschwindigkeit  $w$  beginnt. Anlaufzeit und Anlaufweg verkürzen sich entsprechend, indem man in Abb. 173 Flächengröße und Schwerpunktsabstand nicht von der ganzen schraffierten Fläche, sondern nur von dem Teil, der rechts von der Abszisse  $w$  liegt, zu rechnen hat. Nimmt man in unserm Beispiel eine Windstärke von  $5 \text{ m/sek}$  an, so ermäßigt sich die Anlaufzeit auf  $8,3 \text{ sek}$ , der Anlaufweg auf  $95 \text{ m}$  (in Abb. 173 gestrichelt eingetragene Linien).

Hat man Rückenwind beim Abflug, was nach Möglichkeit vermieden wird, so kann von einem Anlauf mit kon-

<sup>1)</sup> Denn Schwerpunktsabstand mal Gesamtfläche gibt das statische Moment, dieses aber bedeutet soviel wie nochmalige Integration (Flächenbildung), führt also von der Zeit/Geschwindigkeitskurve zur Zeit/Wegkurve.

stantem Anstellwinkel keine Rede sein, da zu Beginn der Anstellwinkel jedenfalls negativ ist. Erst von dem Augenblick an, in dem die Eigengeschwindigkeit die Windstärke erreicht, treten dieselben Verhältnisse ein, wie wir sie oben besprochen haben. Beim Start mit Seitenwind muß der Führer die Querruder betätigen, um ein Kippen des Flugzeuges um die Längsachse zu verhindern. Die hier auftretenden verwickelten Beziehungen entziehen sich der einfachen Berechnung.

Praktisch hat beim Anlaufvorgang der Flugzeugführer für die Einhaltung der geraden Anlaufbahn und des richtigen Anstellwinkels zu sorgen. Das erstere erreicht er unmittelbar durch Betätigung des Seitenruders; seltener erhalten Flugzeuge lenkbare Fahrgestellräder, deren Lenkung mit dem Fußhebel des Seitensteyers oft zwangsläufig verbunden ist. Um den Anstellwinkel einzuhalten, ist in der Regel ein mäßiges Vordrücken des Höhensteyers erforderlich, da die Kraft, die während des Anlaufens zu den in der Luft wirkenden hinzutritt, nämlich die Resultierende aus Auflagerdruck  $G - A$  und Reibung  $k(G - A)$  meist vor dem Schwerpunkt vorbeigeht (Abb. 167), also ein den Schwanz belastendes Moment ergibt. Wann die für den Aufstieg erforderliche Geschwindigkeit erreicht ist, merkt der Führer unschwer an dem leichten Abheben und Loslösen des Flugzeuges vom Boden. Denn sobald kein Auflagerdruck mehr da ist, folgen die Räder nicht mehr den Unebenheiten des Bodens, sondern hüpfen leicht über Mulden hinweg. In diesem Augenblick wird durch Aufziehen des Höhensteyers das Flugzeug etwas aufgerichtet, worauf man sofort, um nicht an Geschwindigkeit zu verlieren, vordrückt und, wenigstens für eine ganz kurze Strecke, Wagrechtflug einstellt.

Ein geübter Flugzeugführer wird gegenüber dem hier beschriebenen normalen oder „schulmäßigen“ Anlaufvorgang verschiedene Vorteile gewinnen können. Der hauptsächlichste Kunstgriff besteht darin, daß man viel früher vom Boden weggeht, als die theoretisch richtige Geschwindigkeit erreicht ist, d. h. bevor der Drehzähler die für das Steigen charakteristische Umlaufzahl anzeigt. Das ist deshalb möglich, weil man durch Aufziehen, d. i. durch Vergrößern des Anstellwinkels, für den Augenblick immer den Auftrieb erhöhen kann. Denn der Auftriebsbeiwert wächst mit dem Anstellwinkel, und die

Geschwindigkeit ist vorerst — der Trägheit des Flugzeuges wegen — noch unverändert. Demnach erhält das Flugzeug, wenn man etwas vorzeitig aufzieht, einen gewissen aufwärts wirkenden Kraftüberschuß, verliert allerdings sofort an Geschwindigkeit, was man durch Vordrücken wieder wettmachen muß. Als endgültiger Gewinn verbleibt hierbei, daß man einen Teil der am Boden zu leistenden Reibungsarbeit erspart und dadurch die Anlaufstrecke nicht unbeträchtlich vermindert hat<sup>1)</sup>.

Die Anlaufstrecke ist um so kleiner, je geringer die Geschwindigkeit ist, bei der das Flugzeug flugfähig wird. Die geringstgeschwindigkeit eines Flugzeuges ergibt sich nach S. 54 aus dem kleinstmöglichen Staudruck

$$q_{\min} = \frac{G/F}{c_{a\max}}.$$

Sie ist um so kleiner, je niedriger die Flächenbelastung  $G/F$  und je größer der Höchstauftriebsbeiwert  $c_{a\max}$  ist. Über die Möglichkeit der Erhöhung von  $c_{a\max}$  durch Flügelendklappen und Schlitzflügel, ohne daß dadurch die Höchstgeschwindigkeit beeinträchtigt wird, sprachen wir in Abschn. 7. Eine Verringerung der Flächenbelastung ist mit einer, wenn auch nicht sehr erheblichen Einbuße an Höchstgeschwindigkeit verbunden (siehe S. 198). In welcher Größe man die Flächenbelastung wählt, hängt vom Verwendungszweck des Flugzeuges ab. Die Anlaufstrecke ist weiterhin um so kleiner, je größer die Motorleistung im Verhältnis zum Fluggewicht ist, da dann eine größere Kraft zur Beschleunigung einer kleinen Masse zur Verfügung steht.

Um einen Einblick zu geben, wie sich zahlenmäßig der Einfluß von Flächenbelastung  $G/F$ , Höchstauftriebsbeiwert  $c_{a\max}$  und Leistungsbelastung  $G/N$  auf die Anlaufstrecke auswirkt, wurde für ein Flugzeug mit einer Motorleistung von  $N = 150$  PS zunächst ein Fluggewicht von  $G = 1200$  kg und ein Höchstauftriebsbeiwert  $c_{a\max} = 1,0$  zugrunde gelegt. Es wurden für verschiedene Größen der Tragfläche bzw. der Flächenbelastung  $G/F$  die Startstrecken berechnet und in der üblichen Weise als Ordinaten zu den Abszissen  $G:F$  aufgetragen. Das Ergebnis stellt

<sup>1)</sup> Der Abflugvorgang ist im Einklang mit den hier vorgetragenen Grundlagen näher untersucht worden von F. Z. Diemer und R. Pröll in der Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch. 1926, S. 316 bis 326.

die Kurve 1 der Abb. 174 dar. Erhöht man unter sonst gleichbleibenden Bedingungen die Auftriebszahl auf  $c_{a\max} = 1,5$ , so ergibt sich Kurve 2. Die gestrichelten Kurven 3 und 4, die sich auf ein Fluggewicht von  $G = 1000$  kg und die gleichen maximalen Auftriebsbeiwerte  $c_a = 1,0$  und  $c_a = 1,5$  beziehen, sind in die Abbildung eingezeichnet, um den Einfluß einer Änderung der Leistungsbelastung erkennen zu lassen. Eine Tragfläche von  $24 \text{ m}^2$  ergibt bei  $G = 1200$  ein  $G:F = 50$ , eine solche von  $36 \text{ m}^2$  ein  $G:F = 33,3$ , d. h.

der Übergang von der Abszisse 50 zur Abszisse 33,3 entspricht einer Vergrößerung der Tragfläche um  $50\%$ . Ein Übergang von der Linie 1 zur Linie 2 oder von der Linie 3 zur Linie 4 bedeutet andererseits eine Vergrößerung des

Höchstauftriebsbeiwertes um  $50\%$  und der Übergang von einer der Kurven 1 oder 2 zu der entsprechenden gestrichelten Kurven eine Verminderung der Leistungsbelastung um rund

$20\%$ . Man erkennt daher aus der Abb. 174, daß eine Vergrößerung des Auftriebsbeiwertes um  $50\%$  eine Verkürzung der Startstrecke um etwa  $35\%$  (nämlich von 115 m auf 75 m), daß eine Vergrößerung der Tragfläche um  $50\%$  eine Startstreckenverkürzung um  $45\%$  (von 115 m auf 63 m) und daß die Kombination beider Möglichkeiten eine Verkürzung der Startstrecke um etwa  $64\%$  (von 115 m auf 41 m) zur Folge hat.

Für die Untersuchung des Abfluges des Wasserflugzeuges kommt als wesentlicher Unterschied gegenüber dem Landflugzeug in Betracht, daß der Wasserauftrieb und der Wasserwiderstand, die an Stelle des Auflagerdruckes und der Reibung beim Landstart treten, im Längsschnitt gesehen, nicht an einzelnen Punkten, sondern längs ganzer Linien (der eingetauchten Begrenzung der schwimmenden Teile) angreifen.

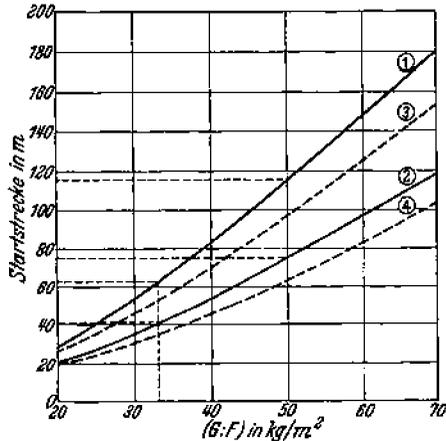


Abb. 174. Startstrecke für verschiedene Flächenbelastungen.

Während das Flugzeug sich vom Wasser abhebt, verändert sich, da die Schwimmer bzw. die Bootsteile allmählich auftauchen, die Angriffsfläche der Wasserkräfte stetig und die Resultierende der Kräfte wandert. Wären keine besonderen Vorkehrungen dagegen getroffen, so würde das Flugzeug, da es mit etwas schräger, vorn gehobener Längsachse in die Luft gehen muß, im letzten Augenblick an einem verhältnismäßig weit hinten gelegenen Punkt Auftrieb vom Wasser her erhalten, wodurch die Spitze wieder niedergedrückt würde. Um das zu vermeiden, ist eine besondere Formgebung der Schwimmerunterseite bzw. des Bootes erforderlich. Die häufigste Lösung ist die in den Abb. 170 bis 171 kenntliche Stufe *S* in den Hauptschwimmern bzw. im Boot. Wenn das Flugzeug aufgerichtet wird, bleibt die Stufe immer noch im Wasser, und es wird dadurch verhindert, daß die Resultierende des Wasserauftriebes zu weit nach hinten rückt.

Die Formgebung der Schwimmer beruht auf Messungen des Auftriebs und Widerstands, die an Modellen im Wasserkanal vorgenommen werden. Dabei kommen für die Übertragung der Ergebnisse des Modellversuches auf die Vorgänge am Flugboot die Überlegungen in Frage, die im Schiffsbau maßgebend sind und sich z. T. von den für Versuche im Luftkanal gültigen unterscheiden (Reynoldssches Gesetz). Neben der Reynoldsschen Zahl (siehe S. 33) tritt die nach Froude benannte Größe  $\frac{v^2}{g \cdot l}$ , worin  $v$  die Geschwindigkeit,  $l$  wieder eine charakteristische Längenabmessung und  $g$  die Erdbeschleunigung bezeichnet, als maßgebend auf. Nur wenn für Modell und wirkliche Ausführung dieser Quotient, die Froudesche Zahl, den gleichen Wert hat, wenn also die Quadrate der Geschwindigkeiten sich verhalten wie die Längen, sind gleiche Schiffswiderstände zu erwarten.

Der Widerstand der Schwimmer muß für verschiedene Anstellwinkel, die man hier „Trimmwinkel“ nennt, untersucht werden. Aus den wenigen in dieser Richtung durchgeführten Versuchen kann man entnehmen, daß die Abhängigkeit des Widerstandes vom Trimmwinkel in dem Augenblick, in welchem das Flugzeug auf Stufe geht, am ausgeprägtesten ist. Diese Tatsache läßt sich auch leicht einsehen. Hat sich nämlich das Flugzeug infolge des Wasserauftriebes bis auf die Stufe aus

dem Wasser gehoben, so genügt eine geringfügige Erhöhung des Trimmwinkels, um das hintere Schwimmerende einzutauchen und damit den Widerstand im Augenblick erheblich zu vergrößern. Wird andererseits der Trimmwinkel verkleinert, so verringert sich der Auftrieb, und die Stufe tritt wieder unter die Wasseroberfläche. Es wird also die benetzte Fläche, und dadurch der Widerstand vergrößert. Wesentlich ist also eine

richtige Einstellung der Flugzeuglängsachse gegen die Schwimmer. Man wird zu erreichen versuchen, daß der beste, d. h. der Trimmwinkel des geringsten Schwimmerwiderstandes mit dem Anstellwinkel des größten Flugzeugauftriebes zusammenfällt, damit das Flugzeug beim Start sich gut vom

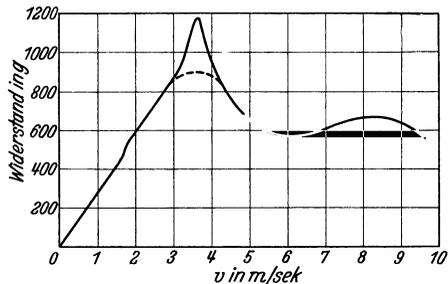


Abb. 175. Schwimmerwiderstand in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit.

Wasser abhebt. Den Verlauf des Widerstandes in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit, gemessen an zwei gleichen Rohrbach-Flugbootmodellen, von denen nur das eine mit Schwimmern ausgerüstet war, gibt Abb. 175 wieder. Mit zunehmender Geschwindigkeit nimmt der Widerstand zuerst rasch zu, um dann, wenn der Tragflügelantrieb wächst, und dadurch die Eintauchtiefe verringert wird, abzunehmen. Das gestrichelte Stück der Kurve bezieht sich auf die Versuchsanordnung mit seitlichen Schwimmern<sup>1)</sup>.

## 42. Der Landevorgang.

Als Umkehrung des Abflugvorganges könnte man sich etwa folgendes Verfahren für die Landung, also für den Abschluß eines Fluges, denken. Der Führer läßt das Flugzeug bis in die Nähe des Bodens niedergehen (Abwärtsflug, vgl. Abschn. 26),

<sup>1)</sup> Siehe dazu auch: G. Mathias und A. Holzappel: Technische Besonderheiten in der baulichen Entwicklung der Rohrbachflugboote. Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch. 1929, S. 334, und einen Bericht der D. V. L., an den sich die obigen Ausführungen z. T. anlehnen: F. Seewald: Über Schwimmer und Schwimmerversuche. Ebenda, 1931, S. 265.

stellt unmittelbar über dem Boden Wagrechtflug mit gedrosseltem Motor, etwa mit der kleinsten noch möglichen Wagrechtgeschwindigkeit (Abschn. 25) ein, drückt das Flugzeug in einem geeigneten Augenblick zu Boden und schaltet in diesem Augenblick den Motor aus, so daß ein durch Bodenreibung und Luftwiderstand gebremster Auslauf als Umkehrung des Anlaufes eintritt. Die rechnerische Verfolgung dieses Auslaufvorganges wäre an Hand der Abb. 172, soweit annähernd konstanter Anstellwinkel vorausgesetzt werden darf, leicht möglich. Man braucht nur die frühere Endgeschwindigkeit als Anfangsgeschwindigkeit anzusehen und als jeweils verzögernde Kraft die Summe der Ordinatenstücke zwischen der  $k \cdot G$ -Horizontalen und der  $k \cdot A$ -Parabel, sowie zwischen der  $W$ -Parabel und der Abszissenachse abzulesen. Die Bestimmung der Auslaufzeit und der Auslaufstrecke geschähe dann in ganz derselben Weise, wie es in Abb. 173 für den Anlauf gezeigt wurde. Führt man die Rechnung tatsächlich durch, so findet man unter gewöhnlichen Verhältnissen sehr große Auslaufwege, da, wie die Abb. 172 erkennen läßt, die in Betracht kommenden bremsenden Kräfte im Vergleich zu den Kräften beim Anlaufvorgang sehr klein sind.

Landungen der eben beschriebenen Art werden aber nicht nur des langen Auslaufes wegen, sondern hauptsächlich wegen ihrer Schwierigkeit und der mit der großen Landungsgeschwindigkeit verbundenen Gefahren, soweit als möglich, vermieden. Man führt derartige „Motorlandungen“ heute nur aus, wenn sehr ungünstiges Wetter zum Aufrechterhalten der großen Geschwindigkeit bis zum letzten Augenblick des Fluges zwingt. Die normale Landung besteht im wesentlichen darin — von Einzelheiten sprechen wir noch später, — daß man schon in einiger Höhe den Motor abstellt, in immer flacher werdendem Gleitflug niedergeht und dann in Bodennähe durch „Aufziehen“ eine Bewegung mit großem Anstellwinkel, aber annähernd wagrechter Flugzeugachse bei möglichst geringer Geschwindigkeit herbeiführt. Ein eigentlicher Auslauf in dem früheren Sinn tritt gar nicht ein, da der Schwanz sofort zu Boden sinkt, wenn er nicht überhaupt schon durch geeignetes Manövrieren noch vor den Rädern zum Aufsetzen gebracht wurde. Die Strecke, längs der

das Flugzeug zum Stillstand kommt, kann in dieser Weise sehr stark verkürzt werden. Der Nachteil solcher Landungen mit geringer Geschwindigkeit ist, wie wir bereits in Abschn. 39 sahen, nur der, daß die Steuerwirkung am Ende nur sehr gering ist, so daß sie bei unruhigem Wetter vermieden werden muß.

Den Zusammenhang zwischen Gleitwinkel, Anstellwinkel und Fluggeschwindigkeit hatten wir in Abschn. 11 untersucht. Der für das dort verwendete Beispiel in Abb. 58 dargestellte Zusammenhang zwischen Gleitwinkel und Fluggeschwindigkeit ist in etwas anderer Form nochmals in Abb. 176 als Kurve *I* aufgezeichnet. Das Gebiet mit normaler Steuerwirkung (Ziehen = flacheres Gleiten, Drücken = steileres Gleiten) ist schraffiert. Es kommt nun bei einer Landung auf einem beschränkten und womöglich mit Häusern oder anderen Hindernissen umgebenen Platz darauf an, erstens beim Aufsetzen auf den

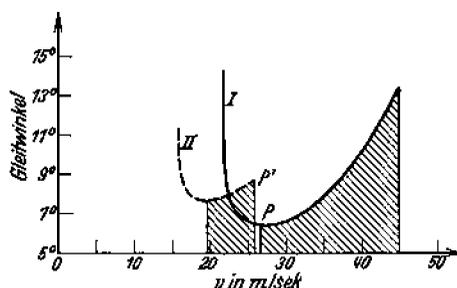


Abb. 176. Gleitwinkel in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit.

Boden eine möglichst geringe Geschwindigkeit zu haben, damit der Auslaufweg klein wird, zweitens möchte man in möglichst steilem Gleitflug niedergehen, d. h. so lange wie möglich in größerer Höhe fliegen und erst über dem Flugplatz in Bodennähe kommen. Man wird also für den Gleitflug kurz vor der Landung das Gebiet links von *P* in Abb. 176 wählen, in dem Umkehr der Steuerwirkung vorhanden ist, und zwar wird man nicht nur bis an die Grenze der Geringstgeschwindigkeit gehen, die in dem Beispiel bei etwa 22 m/sec liegt, sondern man wird einen möglichst hochgelegenen Punkt der Linie *I*, d. h. einen möglichst großen Gleitwinkel anstreben. Die Geringstgeschwindigkeit ist erreicht, wenn man das Flugzeug bis zu dem Anstellwinkel des maximalen Auftriebes gezogen hat. Läßt sich nun das Flugzeug, ohne seine Steuerfähigkeit zu verlieren, „überziehen“, so steigt der Gleitwinkel nochmals erheblich bei ungefähr gleicher Fluggeschwindigkeit, denn durch das Abreißen der Strömung entsteht ein erhöhter Widerstand, so

daß das Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb, die Gleitzahl, beim Überziehen zunimmt. Vor der Landung empfiehlt es sich allerdings nochmals nachzudrücken, und dadurch in einen flacheren Gleitflug überzugehen, um nicht zu heftig aufzusetzen. Wenn das Flugzeug dicht über dem Boden ist, kann der Flugzeugführer durch kräftiges Ziehen (Abfangen) den Landungsstoß fast ganz vermeiden. Man beachte, daß ein Abfangen im überzogenen Flug nicht mehr möglich ist, da bereits der größtmögliche Auftrieb erreicht ist.

In Abb. 176 sind auch die Gleitwinkel für dasselbe Flugzeug eingezeichnet, die sich bei Ausrüstung mit Flügelendklappen und Schlitzflügeln ergeben. Man sieht, daß die Geringstgeschwindigkeit auf etwa 14 m/sek herabgesetzt ist. Der Vorteil des stärkeren Überziehens, der bei geeigneter Anordnung der Schlitzflügel im Außenbereich der Tragfläche zu erzielen ist (siehe S. 260), kommt in der Abb. 176 nicht zum Ausdruck.

Wir sehen, daß bei geeigneter Landetechnik der Landestoß weitgehend vermieden werden kann. Immerhin muß damit gerechnet werden, daß gelegentlich bei ungeschickten Landungen heftige Landestöße auftreten. Dieser Fall kann eintreten bei zu spätem Abfangen, so daß das Flugzeug unter seinem Gleitwinkel gegen den Boden fliegt, oder auch bei zu frühem Abfangen, so daß das Flugzeug, das beim Abfangen seine Geschwindigkeit verloren hat, steil durchsackt. Im übrigen ist das Auftreten eines kräftigen Landestoßes im letzten Fall für einen kurzen Auslauf geradezu wünschenswert. Bei steilerem Durchsacken, namentlich wenn mit dem Schwanz zuerst aufgesetzt wird, gelingt es oft, wofern der Boden nicht zu hart ist, mit außerordentlich kurzem Auslauf das Flugzeug zum Stehen zu bringen. Hierzu tragen wesentlich die beim Stoß auftretenden Formänderungsvorgänge sowohl des Bodens als der Abfederung und der Gummibereifung der Räder durch augenblicklich sehr starke Erhöhung der Reibung bei.

Kein Fahrgestell eines Landflugzeuges könnte derartige Landungsstöße ertragen, wenn nicht die dem Stoß unmittelbar ausgesetzten Teile federnd oder elastisch gestaltet würden. Ausnahmslos erhalten die Räder Gummibereifung mit Luftpolster, und überdies sind Radachse und Sporn durch Gummiringe oder Drahtspiralen gegen das übrige Flugzeug abgededert.

Um das Wesen der elastischen Stoßaufnahme zu erkennen, denken wir uns alle federnden Teile durch eine einzige Spiralfeder (Abb. 177) ersetzt, und wollen uns überlegen, wie eine solche Feder, die oben durch ein Gewicht  $G$  belastet werden mag, sich gegenüber der Belastung verhält. Eine Spiralfeder — und im allgemeinen jedes elastische System — hat die Eigenschaft, daß jeder Belastung  $Q$  eine bestimmte, ihr proportionale Formänderung  $q$ ,

$$q = k \cdot Q,$$

entspricht, bei der die inneren Kräfte der Feder der Belastung  $Q$  das Gleichgewicht halten. Die Größe  $k$ , die das Verhältnis der Formänderung zur Belastung angibt, ist ein Maß für die Härte oder Weichheit der Federung; je größer  $k$ , desto „weicher“ nennt man die Feder. Überdies hat jedes elastische System die Eigenschaft, daß bei den Deformationsvorgängen keine Energie verloren geht: was an Arbeit zur Erzielung der Formänderung hineingesteckt wurde, ist in der deformierten Feder als „Arbeitsfähigkeit“ oder „potentielle Energie“ vorhanden. Natürlich hängt die Größe der potentiellen Energie sowohl von dem Maße der Zusammendrückung  $q$  als auch von der Weichheit der Feder, also von der Konstanten  $k$  ab.

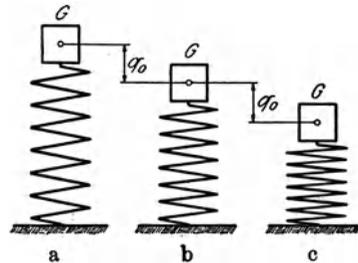


Abb. 177. Spiralfeder

- a) im undeformierten Zustand;
- b) im Gleichgewichtszustand;
- c) in der Endlage der Schwingung.

Unsere Abb. 177 b zeigt die Feder in einem um die Strecke  $q_0$  zusammengedrückten Zustand, der etwa dem Gleichgewicht mit dem auf der Feder ruhenden Gewicht  $G$ , also  $q_0 = k \cdot G$ , entsprechen mag. Um diesen Zustand herzustellen, muß man bekanntlich das Gewicht  $G$  langsam und allmählich auf die Feder wirken lassen, genau genommen derart, daß in jeder Zwischenstellung gerade nur soviel auf die Feder drückt, wie nach der Gleichung  $q = k \cdot Q$  das Gleichgewicht in der betreffenden Zwischenstellung erfordert. Bringt man jedoch das Gewicht  $G$  unvermittelt, wenn auch ohne Anfangsgeschwindigkeit, auf die ungespannte Feder auf, so sinkt es, wie die Beobachtung lehrt, nicht nur um  $q_0$  ein, sondern geht durch diese Gleichgewichtslage mit

einer gewissen Geschwindigkeit hindurch, kommt erst (wie ein Pendel!) bei dem doppelten Weg  $2q_0$  zur Ruhe (Abb. 177 c), kehrt hier um und beginnt nun eine fortdauernde Schwingung mit dem beiderseitigen Ausschlag  $q_0$ , so daß b die Mittellage, a und c die Endlagen des Gewichtes darstellen. Auf Grund dieser Beobachtung kann man leicht das Maß der Arbeitsfähigkeit der zusammengedrückten Feder bestimmen. Denn wenn das Gewicht  $G$  um die Strecke  $2q_0$  sinkt, so hat es eine Arbeit von der Größe  $G \cdot 2q_0$  hergegeben, für die man wegen  $q_0 = k \cdot G$  auch schreiben kann:

$$G \cdot 2q_0 = \frac{q_0}{k} \cdot 2q_0 = \frac{1}{2k} (2q_0)^2.$$

Die Feder enthält diese Arbeitsgröße als potentielle Energie in dem um  $2q_0$  zusammengedrückten Zustand c. Zwischenlagen dürfen für diese Berechnung nicht in Betracht gezogen werden, weil in ihnen ein Teil der Energie noch in Form von lebendiger Kraft besteht. Wir dürfen also schließen, daß man die potentielle Energie der Feder in einem beliebigen deformierten Zustand erhält, wenn man das Quadrat der Deformationsgröße durch  $2k$  dividiert. Nunmehr läßt sich leicht der Vorgang bei Aufnahme des Landungsstoßes verfolgen.

Trifft das Flugzeug mit einer bestimmten Vertikalgeschwindigkeit auf den Boden auf, so ist noch zunächst das Flugzeuggewicht  $G$  durch die Luftkräfte, Auftrieb und Widerstand, ausgeglichen. Von einem plötzlichen Aufbringen einer Belastung auf die Federung, etwa wie in dem eben behandelten Fall, kann keine Rede sein. Dagegen ist die lebendige Kraft, mit der das Flugzeug auf die Erde trifft, als Arbeitsgröße anzusehen, die von der Federung aufgenommen werden muß. Bezeichnet  $w$  die Sinkgeschwindigkeit des Flugzeuges, so hat die kinetische Energie der Sinkbewegung die Größe  $\frac{G}{g} \cdot \frac{w^2}{2}$  ( $G =$  Fluggewicht,  $g =$  Erdbeschleunigung). Die äußerste Zusammendrückung  $q$ , bei der die durch den Landungsstoß eingeleitete Schwingung umkehrt, ist daher nach dem obigen Resultat durch das Gleichsetzen von  $\frac{G}{g} \cdot \frac{w^2}{2}$  mit  $q^2 : 2k$ ,

$$\frac{1}{2k} \cdot q^2 = \frac{G}{g} \cdot \frac{w^2}{2}.$$

bestimmt. Setzen wir hierin  $G = \frac{q_0}{k}$  ein, wobei  $q_0$  die Einsenkung unter der ruhenden Last  $G$  bezeichnet, So folgt daraus:

$$\frac{q}{q_0} = \sqrt{\frac{w^2}{q_0 g}}.$$

Da die Zusammendrückung  $q$  der Feder zugleich ein Maß ihrer Beanspruchung bildet, lehrt uns die letzte Gleichung, daß die Beanspruchung infolge des Stoßes ein um so größeres Vielfaches der Beanspruchung durch die ruhende Last ist, je größer das Verhältnis der Sinkgeschwindigkeit  $w$  zu der Einsenkung der Feder bei ruhender Last wird. Bei der üblichen Abfederung der Flugzeugfahrgerüste kann man für  $q_0$  beispielsweise 5 bis 6 cm annehmen, als gesamte Einsenkung der Radreifen und der Achsaufhängung unter dem ruhenden Flugzeuggewichte. Nehmen wir die Sinkgeschwindigkeit mit 2,7 m/sek an (etwa die kleinste Sinkgeschwindigkeit in Abb. 58), so erhalten wir

$$\frac{q}{q_0} = \sqrt{\frac{7,3}{0,05 \cdot 9,81}} = 3,8,$$

d. h. die Beanspruchung durch den Landungsstoß entspricht einer ruhenden Belastung durch das 3,8fache Flugzeuggewicht. Diese Beanspruchung wird durch die Achse auf die Fahrgerüstellstreben und von diesen auf den Rumpf übertragen.

Bei rein elastischer Federung würde, wie oben ausgeführt, das Flugzeug nach dem Landungsstoß in Schwingungen geraten, bzw. es würde sogar wieder vom Boden hochgeschleudert werden. Um dies zu vermeiden, ist die Einführung einer kräftigen Dämpfung notwendig. Ein großer Teil der kinetischen Energie wird nicht von der Feder aufgenommen, sondern durch Reibungsarbeit in Wärme umgesetzt, also für den mechanischen Vorgang vernichtet. Bei Gummifederungen ist die Anbringung einer besonderen Dämpfung im allgemeinen unnötig, da Gummi große innere Reibung besitzt, also keine rein elastische Feder darstellt. Verwendet man zur Abfederung Stahlfedern oder Luftzylinder, so muß eine besondere Dämpfung vorgesehen werden, wozu meistens Öl herangezogen wird. Das Öl wird während der Zusammendrückung der Feder durch feine Düsen gepreßt und liefert so die notwendige Dämpfung.

Wir wollen hier einige Bemerkungen anschließen, die sich auf den Landestoß bei Wasserlandungen beziehen. Maßgebend für die Größe der Stoßkraft ist die Dauer der Impulsübertragung. Denn nach dem Grundgesetz der Mechanik (Kraft = Masse  $\times$  Beschleunigung) ist die wirkende Stoßkraft gleich der verdrängten Wassermasse  $m$ , multipliziert mit der Differenz ihrer Geschwindigkeiten  $w$  unmittelbar vor und  $w'$  unmittelbar nach dem Stoß, dividiert durch die Zeit  $t$ , in welcher der Übergang von  $w$  zu  $w'$  erfolgt. Da die Geschwindigkeit des Wassers unmittelbar vor dem Stoß Null gesetzt werden kann, so gilt die Gleichung:

$$K = m \frac{w'}{t}.$$

Ist hier  $t$  beliebig klein, so muß bei endlichem  $m$  und  $w'$  die Stoßkraft  $K$  unendlich groß werden. In zwei Fällen treten bei einer endlichen Aufsetzgeschwindigkeit  $w'$  endliche Stoßkräfte auf, nämlich wenn entweder der zeitliche Ablauf der Impulsübertragung endlich, oder wenn die Menge des verdrängten Wassers unendlich klein ist. Der erste Fall wird durch unsere früheren Betrachtungen eigentlich schon erledigt. Denken wir uns einen Körper mit flachem Boden auf das Wasser aufschlagen, so wird zunächst im Augenblick des Auftreffens die unterste, sehr dünne Schicht auf die Geschwindigkeit Null gebracht, während die übrigen Schichten noch eine von Null verschiedene Geschwindigkeit besitzen. Infolge des dadurch verursachten Zusammenpressens aller Teile werden die elastischen Kräfte des Körpers in dem Sinne wirksam, daß sie diesem Zusammendrücken entgegenwirken und die unterste Schicht mit dem darunter befindlichen Wasser beschleunigen. Die Beschleunigung ist zuerst sehr klein und nimmt zu bis zu dem Augenblicke, in welchem der Körper die stärkste Deformation aufweist. Die Impulsübertragung vom Augenblick des Auftreffens bis zum Augenblick größter Deformation nimmt also eine bestimmte Zeit in Anspruch und wird um so länger dauern, je größer die auftretenden Deformationen sind. Man erkennt daraus, daß die Stoßkräfte sich um so mehr verringern, je größer die maximalen Deformationen, d. h. je größer die innere Federung des Schwimmers ist. Flache Schwimmer müssen ein elastisches System geringer Härte bilden, sie müssen aus gut federndem Material

bestehen. — Setzt dagegen ein nicht gefederter, aber stark gekielter Schwimmer, also ein solcher mit tief ausgezogener Spitze auf, so bleiben die Stoßkräfte ebenfalls im Bereich unschädlicher Wirkungen. Denn infolge mangelnder Federung würden zwar die Deformationen und dadurch der Zeitraum der anwachsenden Beschleunigung sehr klein werden, aber andererseits ist hier die durch die Spitze verdrängte Wassermasse sehr gering, so daß die Stoßkraft doch endlich bleibt. Während bei flachen Schwimmern der gesamten Wassermenge erst allmählich endliche Geschwindigkeiten erteilt werden, ist bei stark gekielten Schwimmern zu Beginn der Impulsübertragung der Geschwindigkeits-

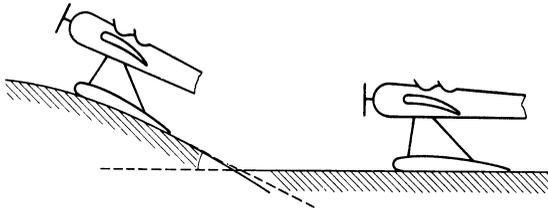


Abb. 178. Landung im Seegang.

sprung endlich, dafür aber die anfangs beschleunigte Wassermasse unendlich klein. Starke Kielung ersetzt also in gewissem Maße die Federung. Da aber andererseits der Widerstand eines Schwimmers mit der benetzten Fläche wächst, und diese bei starker Kielung größer ist als bei flacher — gleiche Wasser-Verdrängung vorausgesetzt — so wird man, um diesen Nachteil auszugleichen, bei der Konstruktion im allgemeinen den Mittelweg einschlagen und mäßig gekielten Schwimmern den Vorzug vor flachen und sehr stark gekielten Schwimmern geben. Wie Versuche, die von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt angestellt wurden, ergaben, werden die Stoßkräfte bei flachen und gekielten elastischen Schwimmern bis unter drei Atmosphären herabgedrückt<sup>1)</sup>.

Die Behandlung des Stoßvorganges im Seegang ist wesentlich komplizierter; einmal dadurch, daß eine Reihe von Faktoren, wie Windgeschwindigkeit, Wellenlänge, Wellenhöhe, Wellenge-

<sup>1)</sup> Siehe den bereits erwähnten Bericht der D. V. L., Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch. 1931, S. 265, in welchem diese und ähnliche Gedankengänge entwickelt werden.

schwindigkeit auf die Größe des Stoßes Einfluß gewinnen, andererseits dadurch, daß die mannigfachen Überlagerungen von Wellen beim Seegang theoretisch schwer erfaßt werden können. In Abb. 178 ist ein Flugzeug in ruhender und in anrollender See aufsetzend gezeichnet. Da das Flugzeug mit einem bestimmten Gleitwinkel gegen die Wagrechte niedergeht, ist der Winkel gegen die Schräge des Wellenberges größer als bei Landung auf ebener See. Der Stoß bei Landung im Seegang kann ein Vielfaches von dem bei Landung auf ebener See betragen. Allerdings liegt es auch hier in der Hand des Flugzeugführers im Einzelfalle durch geschicktes Manövrieren auch bei nicht ruhiger See das Flugzeug in günstiger Weise zu landen.

## IX. Das Drehflügelflugzeug.

### 43. Allgemeines über Schraubenflugzeuge.

Wir haben einen der Hauptnachteile der Flugzeuge üblicher Bauart darin gesehen, daß zur Aufrechterhaltung der Flugfähigkeit eine gewisse Geringstgeschwindigkeit notwendig ist, die je nach dem Verwendungszweck etwa 50 bis 100 km/Std beträgt. Daraus erwächst zunächst die Notwendigkeit, für den Abflug und die Landung große Flugplätze zur Verfügung zu haben. Weiter verlieren die Flugzeuge üblicher Bauart beim Überziehen ihre Steuerfähigkeit völlig oder zu einem großen Teil. Die erwähnten Nachteile können vermieden werden bei dem Drehflügelflugzeug, das an Stelle der starren Tragflächen umlaufende Tragflächen besitzt. Bei allen bisher praktisch erprobten Drehflügelflugzeugen liegt die Drehachse des sich bewegenden Flügelrades oder der sich bewegenden Flügelräder parallel zur Flugzeughochachse. Der Flugzeugrumpf hängt an einem oder mehreren Flügelrädern mit meist drei Flügeln, die in der Horizontalebene umlaufen und einen nach aufwärts gerichteten Schub erzeugen (vgl. z. B. Abb. 210, die das Flugzeugmuster C 30 darstellt). Bei den ersten ausgeführten Drehflügelflugzeugen wurden die Flügelräder motorisch angetrieben, man verwendete also zum Tragen des Flugzeuggewichtes Propeller mit nach aufwärts gerichteter Achse, sogenannte Hubschrauben. Infolge der mannigfachen Schwierigkeiten, vor allem in bezug

auf Stabilität und Steuerung, ist die Entwicklung von solchen Hubschraubenflugzeugen noch in keinem Fall über das erste Versuchsstadium hinausgekommen.

Statt das tragende Flügelrad motorisch in Umdrehung zu versetzen, kann man es auch als Windrad ausbilden und vom Flugwind antreiben lassen. Man muß nur dafür Sorge tragen, daß zu jeder Zeit eine gewisse Luftmenge von unten nach oben durch das Flügelrad hindurchtreten kann. Dies ist z. B. der Fall bei dem senkrechten Abstieg des Flugzeuges. Im Horizontalflug oder Steigflug muß man, um den Umlauf des Windrades aufrechtzuerhalten, die Ebene des Flügelrades etwas nach rückwärts gegen die Flugrichtung neigen (siehe Abb. 179). Der Flugwind hat dann eine von unten nach oben gerichtete Komponente senkrecht zur Windradenebene, und diese

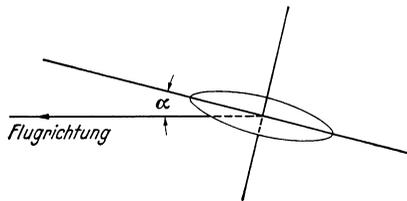


Abb. 179. Schrägstellung der Schraubenebene gegen die Flugrichtung.

Komponente des Flugwindes wird zum Antrieb des Windrades ausgenutzt. Das Windmühlen- oder Tragschraubenflugzeug erhält seine Vorwärtsgeschwindigkeit im Wagrecht- oder Steigflug durch eine Triebsschraube genau wie die Flugzeuge üblicher Bauart. Abb. 180 zeigt den Schubbeiwert  $c_s$  einer Tragschraube in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$  der Flügelebene (siehe Abb. 179). Der Schub ergibt sich durch

$$S = c_s v^2 \frac{\rho}{2} F,$$

wo  $v$  die Anströmgeschwindigkeit und  $F$  die bestrichene Fläche ist. Kennzeichnend für das Verhalten der Tragschraube ist der gleichmäßige Verlauf der Kurve des Schubbeiwertes über den ganzen Anstellwinkelbereich. Im Gegensatz zur starren Tragfläche gibt es hier keinen kritischen Anstellwinkel, bei welchem die Strömung abreißt und bei welchem der Auftriebsbeiwert plötzlich absinkt. Die Tragschraube läßt sich nicht „überziehen“. Der Grund hierfür liegt darin, daß auch bei großen Anstellwinkeln der Flügelebene die Anströmwinkel der einzelnen Blätter selbst zum großen Teil unterhalb des kritischen Anstellwinkels liegen.

Die Eigenschaft des Tragschraubenflugzeuges, nicht „überziehbar“ zu sein, ist vom Standpunkt der Flugsicherheit außerordentlich bedeutsam. Bei Landungen gelingt es, das Tragschraubenflugzeug aus einem steilen Gleitflug so abzufangen, daß es den Boden mit der Vorwärtsgeschwindigkeit Null berührt und keinen Rollweg erfordert. Im Wagrecht- oder Steigflug verhält sich das Tragschraubenflugzeug ähnlich wie ein Flugzeug üblicher Bauart. Es ist jedoch bisher noch nicht ge-

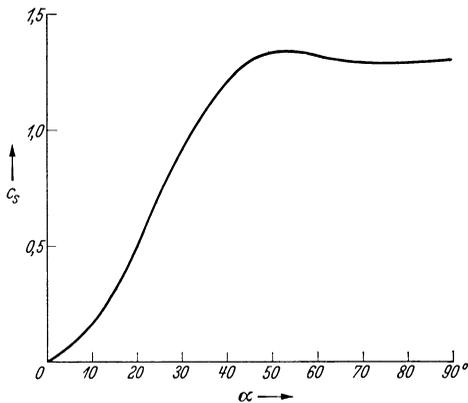


Abb. 180. Schubbeiwert einer Tragschraube über dem Anstellwinkel.

lungen, Tragschrauben von derselben aerodynamischen Güte zu bauen wie starre Tragflächen. Die Flugleistungen der heutigen Tragschraube sind schlechter als diejenigen von Drachenflugzeugen gleicher Motorstärke und gleicher Zuladung. Doch ist zu erwarten, daß die weitere Entwicklung eine allmähliche Angleichung der Flugleistungen von

Tragschrauben und Drachenflugzeugen bringen wird.

Sehr wesentlich für die Steigleistung ist die Flächenbelastung der Tragschrauben. Sie liegt bei den heutigen Mustern zwischen 7 und 10 kg/m<sup>2</sup>, bezogen auf die bestrichene Fläche, und es dürfte kaum möglich sein, ohne wesentliche Einbuße an Steigleistung diese im Verhältnis zu Drachenflugzeugen sehr geringe Flächenbelastung (Drachenflugzeug: 40 bis 100 kg/m<sup>2</sup>) wesentlich hinaufzusetzen.

Die Auftriebszahlen der Tragschraube sind zwar nach Abb. 180 für die normalen Anstellwinkel bis zu 20° kleiner als bei starren Tragflächen, infolge der geringen Flächenbelastung ergeben sich jedoch wesentlich geringere Kleinstgeschwindigkeiten im Wagrechtflug. In der Abb. 181 sind die Leistungskurven I und II für ein Normalflugzeug und ein Windmühlenflugzeug mit dem Fluggewicht 1150 kg, der Motorleistung 300 PS und der Spannweite, bzw. dem Durchmesser des Schrauben-

kreises von 13,5 m gezeichnet. Die kleinsten, überhaupt noch möglichen Geschwindigkeiten, erhält man als Abszissen derjenigen Parallelen zur Ordinatenachse, welche die beiden Kurven *I* berühren.

Man erkennt, daß die höchste Wagrechtgeschwindigkeit des Tragschraubenflugzeuges 11 vH geringer, die kleinste Wagrechtgeschwindigkeit jedoch um 62 vH geringer ist als die des Normalflugzeuges. Die kleine Geringstgeschwindigkeit im Wagrechtflug ermöglicht dem Tragschraubenflugzeug einen kurzen Rollweg beim Abflug. Der Steigwinkel ist dann allerdings nicht wesentlich größer als bei dem Drachenflugzeug. Steiles Steigen, wie es bei Verwendung kleiner, von Häusern umgebener Flugplätze notwendig wäre, ist nur durch motorischen Antrieb des tragenden Flügelrades, d. h. durch seine Verwendung als Hubschraube möglich.

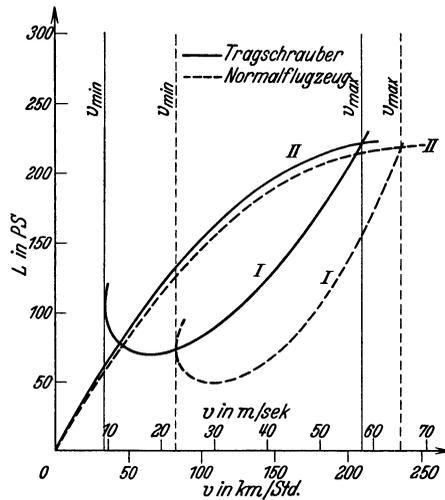


Abb. 181. Leistungskurven für Normalflugzeug und Tragschrauber.

#### 44. Die Ciervasche Tragschraube.

Wir wollen jetzt etwas näher auf die Wirkungsweise und Bauart der heute üblichen Tragschraube eingehen, die von dem Spanier Juan de la Cierva im Laufe der letzten 15 Jahre entwickelt worden ist.

Würde man die Flügel starr mit der Drehachse verbinden, dann ergäben sich sehr starke Druckpunktwanderungen der resultierenden Luftkraft quer zur Flugrichtung. Das sich in Flugrichtung bewegende Blatt wird wesentlich stärker angeblasen als das Blatt, das sich entgegen der Flugrichtung bewegt (siehe Abb. 182), so daß das voreilende Blatt gegenüber dem rückeilenden Blatt einen stark erhöhten Auftrieb erhält. Diese be-

trächtliche Druckpunktverschiebung der resultierenden Luftkraft war die Ursache, daß Cierva nach den ersten Mißerfolgen mit starren Blättern einen gelenkigen Anschluß der Flügel an die Drehachse vorsah, so daß die Flügel vollkommen frei auf und ab schwingen können (siehe Abb. 183). Die Flügel nehmen in jedem Augenblick eine solche Lage ein, daß die Resultierende aus Auftrieb  $A$  und Zentrifugalkraft  $Z$  in Blatt- richtung verläuft.

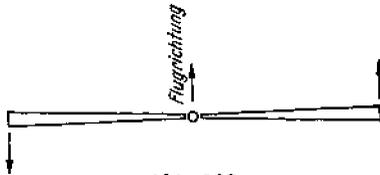


Abb. 182.  
Tragachse von oben gesehen.

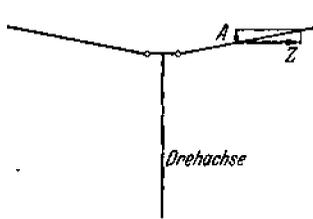


Abb. 183.  
Wirkung der Schlaggelenke.

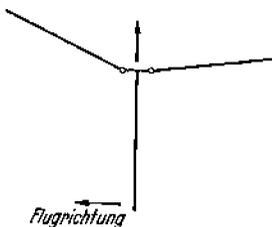


Abb. 184. Ciervasche Tragachse im Flug von der Seite gesehen.

Im Fluge entsteht beim Umlauf ein periodisch wechselnder Auftrieb, der das Blatt zu Schwingungen erregt. Eine nähere Untersuchung dieser Schwingungen zeigt, daß sie außerordentlich stark durch Luftkräfte gedämpft sind, so daß man die Massenkräfte gegenüber den dämpfenden Luftkräften vernachlässigen kann. Das voreilende Blatt führt gleichzeitig eine Aufwärtsbewegung aus, so, daß die dabei entstehende Dämpfungskraft den durch die erhöhte Anblasung vergrößerten Auftrieb herabsetzt. Das rückeilende Blatt schwingt gleichzeitig nach abwärts, die hierbei entstehende Dämpfungskraft ist mit dem durch verringerte Anblasung erniedrigten Auftrieb gleichgerichtet und vergrößert diesen. Die Schwingbewegung ist null und damit die Schwingungsamplitude

ein Maximum in der vordersten oder hintersten Lage des Blattes. Es ergeben sich somit quer zur Flugrichtung gesehen die Blattlagen nach Abb. 184.

Dadurch, daß die Blätter vorn steiler stehen als hinten, erhält das vordere Blatt gegenüber dem hinteren Blatt erhöhten Auftrieb. Es überlagert sich also der beschriebenen Schwingung

der Blätter eine zweite, wobei das vordere Blatt sich nach aufwärts, das hintere sich nach abwärts bewegt, so daß die größte Amplitude dieser Schwingung in der Seitenstellung des Blattes auftritt. In der Flugrichtung gesehen ergibt sich also die Blattstellung nach Abb. 185. Der absolut tiefste Punkt der Blattbahn liegt nicht hinten, sondern ist von der hintersten Blattstellung aus um 30 bis 40° in Drehrichtung verschoben<sup>1)</sup>. Durch die gelenkige Befestigung der Blätter gelingt es, Druckpunktwanderungen der resultierenden Tragschraubenkraft fast ganz zu vermeiden. Weiter ergeben sich durch die Gelenke wesentlich geringere Beanspruchungen der Blattwurzeln, da das Biegemoment der Auftriebskraft, das sonst an der Wurzel am größten wäre, gerade hier völlig verschwindet. Allerdings müssen die Blätter genügend schwer sein, um zu vermeiden, daß der Winkel des Kegels, den sie beschreiben, zu groß wird.

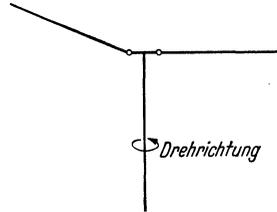


Abb. 185. Ciervasche Tragschraube im Fluge in Flugrichtung gesehen.

Cierva verwendet außer den erwähnten Gelenken mit horizontaler Achse auch solche mit vertikaler Achse, so daß die Blätter ebenfalls in der Drehebene schwingen können. Diesen Gelenken kommt nur eine sekundäre Bedeutung zu, sie bewirken ein ruhigeres Laufen der Tragschraube. Da die Schwingungen der Blätter in der Drehebene nicht durch Luftkräfte wesentlich gedämpft sind, hat es sich als notwendig erwiesen, besondere Dämpfer anzubringen.

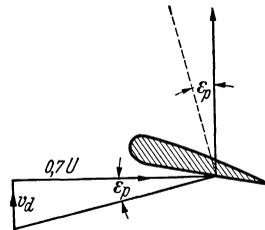


Abb. 186. Autorotierendes Tragschraubenelement.

Wir wollen jetzt die aerodynamischen Verluste der Ciervaschen Tragschraube näher untersuchen. Wie schon bemerkt, ist zur Aufrechterhaltung der Drehbewegung eine Durchströmung der Flügelebene notwendig. Abb. 186 zeigt einen Schnitt durch ein Flügelement, das sich mit der Umfangsgeschwindigkeit  $0,7 U$

<sup>1)</sup> J. B. Wheatley, NACA-Report 475.

bewegt. Wir können der Einfachheit halber genau wie bei dem Propeller das Blattelement in 0,7 des Radius als Vertreter für die ganze Schraube ansehen. Da die Schraube frei umläuft, muß die Tangentialkraft gleich null sein, die resultierende Luftkraft auf das Element muß also senkrecht stehen auf der Umfangsgeschwindigkeit. Dies ist nur dann der Fall, wenn außer der Umfangsgeschwindigkeit  $0,7 U$  noch eine Geschwindigkeit senkrecht dazu, die Durchflußgeschwindigkeit  $v_d$  vorhanden ist, so daß die resultierende Anströmgeschwindigkeit mit der Umfangersrichtung den Gleitwinkel des Profils  $\varepsilon_p$  einschließt. Wir wollen annehmen, daß die Durchflußgeschwindigkeit  $v_d$  an allen Punkten der bestrichenen Fläche gleich groß ist. Dies wird erreicht durch Neigen der Schraubenebene gegenüber der Anströmgeschwindigkeit um den Winkel  $\varepsilon_d = \frac{v_d}{v}$  nach rückwärts. (Wir setzen wieder kleine Winkel voraus und verwenden die Näherungen  $\sin \varepsilon \sim \operatorname{tg} \varepsilon \sim \varepsilon$  in Bogenmaß.) Falls sonst keine Verluste auftreten, würde die freifliegende und belastete Tragschraube mit dem Gleitwinkel  $\varepsilon_d$  herabsinken. Außer dem Durchflußwiderstand entsteht bei der Tragschraube aber noch ein weiterer Widerstand, der völlig analog ist dem induzierten Widerstand einer starren Tragfläche. Die Auftriebserzeugung ist hier wie dort verbunden mit einer Ablenkung der Strömung nach unten. Der induzierte Widerstand einer Tragschraube ist annähernd so groß wie der einer starren kreisförmigen Tragfläche von gleichem Durchmesser, also ist nach S. 74 der induzierte Anstellwinkel

$$\alpha_i = \frac{1}{\pi} \frac{c_a}{b^2/F} = \frac{1}{\pi} \frac{c_a}{4 R^2} = \frac{c_a}{4 \pi R^2}.$$

An Stelle von  $c_a$  kann bei kleinen Anstellwinkeln der Schubbeiwert  $c_s$  genommen werden. Zur Erreichung des Schubbeiwertes  $c_s$  muß also die Tragschraubenebene um den Winkel

$$\alpha = \frac{v_d}{v} + \frac{c_s}{4}$$

gegenüber der Anströmrichtung geneigt werden.

Bei der Ciervaschen Tragschraube mit den beweglich angelenkten Blättern kommt nun noch die oben beschriebene

Schwingungsbewegung der Flügel hinzu, die einem weiteren Rückwärtsneigen der Tragschraubenebene und damit der resultierenden Tragschraubenkraft um den Winkel  $\varepsilon_u$  gleichkommt. Der Gleitwinkelzuwachs  $\varepsilon_u$  aus den Ungleichförmigkeitsverlusten steigt etwa proportional dem Verhältnis: Fortschrittsgeschwindigkeit zu Umfangsgeschwindigkeit der Tragschraube, das man auch als Fortschrittsgrad  $\lambda = \frac{v}{u}$  bezeichnet. Und zwar ist für die üblichen Tragschrauben etwa  $\varepsilon_u = 0,13 \lambda^2$ ). Wenn wir noch

$$\varepsilon_d = \frac{v_d}{v} = \frac{0,7 U}{v} \cdot \varepsilon_p = \frac{0,7 \varepsilon_p}{\lambda}$$

setzen, so haben wir für den gesamten Gleitwinkel der Schraube die Beziehung

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \varepsilon_d + \alpha_i + \varepsilon_u \\ &= \frac{0,7 \varepsilon_p}{\lambda} + \frac{c_s}{4} + 0,13 \lambda. \end{aligned}$$

Der Wirkungsgrad der Tragschraube wird also um so besser, je kleiner die Profilgleitzahl  $\varepsilon_p$ , und je kleiner die Schubbeizahl  $c_s$  ist. Die letzte

Bedingung bedeutet kleine Flächenbelastung. Genau wie bei der starren Tragfläche tritt der induzierte Widerstand im Schnellflug stark zurück, ist jedoch für den Steigflug maßgebend. Bei gegebener Profilgleitzahl  $\varepsilon_p$  läßt sich der Fortschrittsgrad  $\lambda$  so bestimmen, daß die Summe von Durchfluß- und Ungleichförmigkeitswiderstand ein Minimum wird. Setzen wir etwa  $\varepsilon_p = 0,03$ , so gibt Abb. 187 den Zusammenhang zwischen  $\lambda$  und  $\varepsilon_d + \varepsilon_u$  wieder. Das Optimum des Fortschrittsgrades liegt dann bei etwa  $\lambda = 0,4$ . Bei einer Flächenbelastung von etwa  $8 \text{ kg/m}^2$  und einer Fluggeschwindigkeit von  $180 \text{ km/Std}$  ist  $c_s = \frac{8}{156} = 0,051$ .

Mit  $\varepsilon_u + \varepsilon_d = 0,104$  für  $\lambda = 0,4$  erhält man einen gesamten Gleitwinkel von  $\varepsilon = 0,104 + \frac{0,051}{4}$ ,  $\varepsilon = 0,117$ , wie er bei den heutigen Tragschrauben im Schnellflug ungefähr zutrifft.

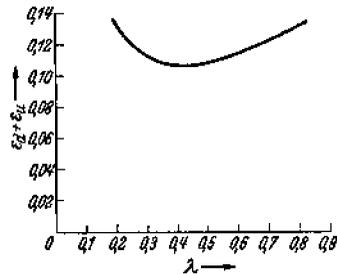


Abb. 187. Summe von Ungleichförmigkeits- und Durchflußgleitzahl über dem Fortschrittsgrad.

<sup>1)</sup> M. Schrenk, Die aerodynamischen Grundlagen der Tragschraube. Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftsch. Bd. 24 (1933) S. 413.

Die Frage, durch welche baulichen Maßnahmen eine günstige Profilgleitzahl  $\varepsilon_p$  zu erreichen ist, läßt sich nur durch eingehendes Studium aller für den Tragschraubenbau maßgebenden Probleme beantworten. Die aerodynamischen Forderungen stimmen dabei nicht überein mit den Forderungen hinsichtlich Festigkeit und Schwingungsfreiheit, so daß man in jedem Fall eine Kompromißlösung suchen muß. Die bedeutendsten Verbesserungen sind in den letzten Jahren erreicht worden durch Verringerung der sogenannten Flächendichte (Verhältnis der Blattgrundflächen zur bestrichenen Fläche) und durch Wahl von guten Kompromißprofilen<sup>1)</sup>. Doch ist die Entwicklung noch keineswegs abgeschlossen, und es ist zu erwarten, daß in Zukunft Tragschrauben mit wesentlich kleineren Gleitwinkeln zur Verwendung gelangen werden.

#### 45. Steuerung und Stabilität der Drehflügelflugzeuge.

Das Problem der Steuerung von Hubschraubenflugzeugen bei geringer oder verschwindender Vorwärtsgeschwindigkeit ist bis heute noch nicht einwandfrei gelöst worden. Da vom Fahrtwind beaufschlagte Steuerflächen bei kleinen Fluggeschwindigkeiten unwirksam sind, hat man entweder Steuerflächen verwendet, die vom abwärts gerichteten, durch die Hubschrauben erzeugten Luftstrom beaufschlagt werden oder man hat zur Steuerung Luftschrauben an Stelle von starren Steuerflächen verwendet, also nicht nur die Tragfläche, sondern auch die Steuerungs- und Stabilisierungsflächen durch drehende Flügel ersetzt. Ein mit geringer oder verschwindender Vorwärtsgeschwindigkeit (immer relativ zur umgebenden Luft) fliegendes Hubschraubenflugzeug ist immer statisch instabil, d. h. bei Lageveränderungen des Flugzeuges entstehen keine Kräfte, die das Flugzeug in die alte Lage zurückzuführen suchen. Man könnte glauben, daß dies für eine Schraube mit gelenkig angeschlossenen Blättern nicht zutrifft, und daß der Rumpf bei Auslenkung aus der Normallage wie ein Pendel an der Schraube hängt (Abb. 188 a) und daher bestrebt ist, in die vertikale Lage zurückzukehren. In Wirklichkeit folgt die Flügelebene, wie wir

<sup>1)</sup> J. de la Cierva, Neuere Fortschritte des Autogiros, Luftwissen Bd. 2 (1935) S. 113.

noch sehen werden, auch bei gelenkig angeschlossenen Blättern einer Drehung des Rumpfes sofort nach, so daß die Flügelsebene ihre Lage relativ zum Rumpf bei allen praktisch vorkommenden Bewegungen des Flugzeuges beibehält (Abb. 188b). Es entsteht dann kein Kraftmoment, welches die alte Lage herzustellen sucht, sondern lediglich eine seitlich wirkende Kraft, die das Flugzeug in Bewegung versetzt. Erst durch die Bewegung entsteht an der Schraube eine Widerstandskraft  $W$ , die zusammen mit der Komponente  $G_2$  des Gewichtes (Abb. 189) ein rückführendes Moment ergibt. Das Flugzeug führt also Schwingungen aus, wobei gleichzeitig Drehbewegungen und wagrechte Verschiebungen auftreten. Je nachdem ob diese Schwingungen im Laufe der Zeit abklingen oder sich verstärken, ist das Flugzeug dynamisch stabil oder dynamisch instabil.

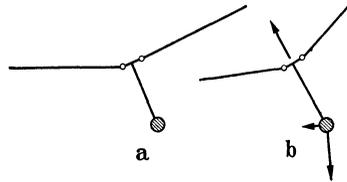


Abb. 188. Lageveränderungen des Rumpfes gegen die Tragschraube.

Die Steuerung der modernen Tragschraubenflugzeuge (siehe z. B. das Muster C 30 Abb. 210) erfolgt ausschließlich durch Vor- und Rückneigen und durch seitliches Neigen der Tragschraube relativ zum Rumpf. Dieser trägt am Heck nur noch feste Flossen, eine Höhenflosse zur Erhaltung der Längsstabilität und eine Seitenflosse zur Erhaltung der Kursstabilität. Die Steuerwirkung einer Tragschraubenneigung erklärt sich daraus, daß die Schraubennabe hoch über dem Flugzeugschwerpunkt liegt. Die beim Neigen der Tragschraube entstehende wagrechte Kraft hat daher in bezug auf den Schwerpunkt ein erhebliches Moment. Bei Ziehen bzw. Drücken des Flugzeuges greift also eine zusätzliche Kraft an der Schraubennabe an, die nach hinten bzw. vorn gerichtet ist. Die Einleitung zum Kurvenflug erfolgt durch seitliches Neigen der Tragschraube. Es entsteht zunächst eine schiebende Bewegung, die an der relativ zur Tragschraube tief gelegenen Seitenflosse eine Seitenkraft erzeugt. Hierdurch wird das Flugzeug gleichzeitig in die zum Kurven-

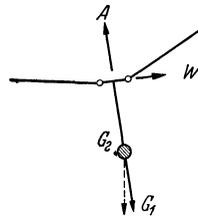


Abb. 189. Kräfte während der seitlichen Bewegung.

flug notwendige Schräglage gebracht und um die Hochachse in die Kurve hineingedreht. Zwangsläufig von dem Steuerungs-  
gestänge betätigt wird nur die Nabe der Tragschraube. Die  
Flügel folgen jedoch durch die bei der Nabenverstellung ge-  
weckten Luftkräfte außerordentlich rasch nach.

Nehmen wir z. B. an, die Nabe werde um die Querachse  
nach rückwärts geneigt. Im ersten Augenblick der plötzlich  
vorgenommenen Drehung haben wir dann von der Seite ge-  
sehen die ausgezogenen Blattstellungen nach Abb. 190. Durch  
die Neigung der Nabe wird aber bei der eingezeichneten Dreh-

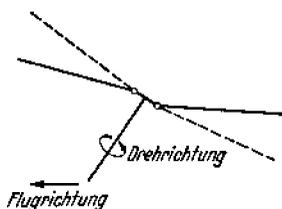


Abb. 190. Nachfolgen der  
Blätter bei Versteuern der  
Nabe.

richtung der Blattstellwinkel des in  
Flugrichtung gesehen rechts sich be-  
findenden Blattes vergrößert, des links  
sich befindenden Blattes verkleinert.  
Das rechte Blatt bewegt sich infolge  
des vergrößerten Auftriebes nach oben,  
das linke infolge des verminderten Auf-  
triebes nach unten, so daß bereits nach  
einer Viertelumdrehung der Schraube  
ungefähr die neuen, in Abb. 190 ge-

strichelt gezeichneten Blattlagen sich eingestellt haben. Man  
sieht daraus, daß es mit verhältnismäßig kleinen Steuerkräften  
möglich ist, unter Ausnutzung der durch die Blattstellwinkel-  
änderung geweckten Luftkräfte die ganze Schraube zu neigen.  
Praktisch genügen zur Ausführung aller im Fluge notwendigen  
gesteuerten Bewegungen Neigungen der Tragschraube von we-  
nigen Graden.

Für die Stabilität der Tragschraubenflugzeuge um die  
Längsachse gilt das oben für das Hubschraubenflugzeug Ge-  
sagte. Statische Stabilität liegt nicht vor, dagegen unter Um-  
ständen dynamische Stabilität. Um die Querachse und um die  
Hochachse wird die Stabilität genau wie bei dem normalen  
Flugzeug durch Höhen- und Seitenflosse erreicht. Allerdings ist  
die Ciervasche Tragschraube im Gegensatz zur üblichen starren  
Tragfläche eigenstabil auch ohne Verwendung einer Höhenflosse,  
wie die folgende Überlegung zeigt:

Wir sahen, daß infolge der Schwingungsbewegung der  
Blätter im Fluge die resultierende Tragschraubenkraft gegen-  
über der Drehachse nach rückwärts geneigt ist, und zwar um so

mehr, je größer die Fluggeschwindigkeit ist. Wird nun z. B. der Anstellwinkel des Flugzeuges gegen die Flugrichtung vergrößert, so verringert sich die Fluggeschwindigkeit, damit dreht die resultierende Schraubenkraft relativ zum Rumpf nach vorn und erzeugt ein kopflastiges Moment, welches das Flugzeug in die ursprüngliche Lage zurückführt.

Beim Drehflügelflugzeug treten noch eine Reihe von Fragen auf, die durch die Abweichung von der normalen Bauweise bedingt sind. So erfordert der Ausgleich des Rückdrehmomentes der Triebsschraube besondere Vorrichtungen, von denen vor allem die unsymmetrische Gestaltung des Höhenleitwerkes auffällt. Auf dem Gebiet der Drehflügelflugzeuge hat sich im Gegensatz zu dem der Drachenflugzeuge noch keine Norm- oder Standardbauweise herausgebildet, so daß es hier noch nicht am Platze ist, auf Einzelheiten der Bauweise einzugehen.

## X. Kursbestimmung, Flugdauer und Flugunkosten.

### 46. Einfluß des Windes auf Kurs und Flugdauer, Funkpeilung<sup>1)</sup>.

Die wichtigste Aufgabe der Navigation besteht darin, den Kompaßkurs für jede zu durchfliegende Strecke und die für den vorgeschriebenen Flug erforderliche Zeit zu bestimmen. Bei Windstille ist diese Aufgabe recht einfach. Der Kurs ist durch die Richtung der Verbindungsgeraden zwischen Ausgangsort und Zielort gegeben, die Flugzeit durch  $a/v$  Stunden, wo  $a$  die Entfernung in km und  $v$  die Flugzeuggeschwindigkeit in km/Std darstellt. Will man bei Wind von Ort zu Ort geradlinig fliegen, dann stimmt die Kursrichtung nicht mehr mit der Richtung der Verbindungsgeraden überein, auch die Flugdauer ist nicht durch den Ausdruck  $a/v$  gegeben. In Abschnitt 31 über Messung der Flugleistungen lernten wir, wie man aus Eigengeschwindigkeit  $v$  und Windgeschwindigkeit  $w$  mit Hilfe des Geschwindigkeitskreises die Richtung

<sup>1)</sup> Zu diesem Abschnitt vgl. die Aufsätze des Verfassers: „Über Fluggeschwindigkeit, Windstärke und Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges.“ Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftsch. 1917, Heft 19/20 und „Zum Navigationsproblem der Luftfahrt“. Zeitschr. f. ang. Math. u. Mech. 1931, S. 373.

und Größe der Fluggeschwindigkeit ermittelt (Abb. 135). Man darf annehmen, daß die zu überfliegenden Punkte auf einer Karte, etwa im Maßstab 1:1000 000, gegeben sind und daß von Punkt zu Punkt geradlinig geflogen werden soll. Man überträgt dann am besten die einzelnen Punkte maßstabrichtig auf ein besonderes Blatt und entwirft auf diesem auch den Geschwindigkeitskreis (Abb. 191), indem man  $OW$

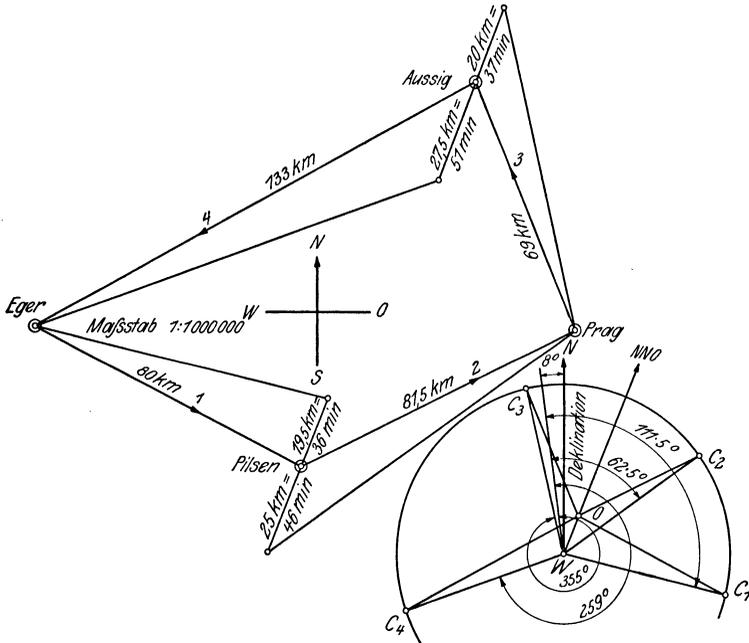


Abb. 191. Ermittlung des Kompaßkurses und der Flugdauer.

gleich und parallel der Windstärke und den Halbmesser gleich der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges aufträgt. Der Maßstab, in dem die Geschwindigkeiten gezeichnet werden, ist gleichgültig — wir haben z. B. in der Originalzeichnung zu Abb. 191 für je 3 km/Std. einen Halbmesser gewählt, so daß  $v = 135$  km/Std durch einen Halbmesser von 45 mm und  $w = 32,4$  km/Std (Windstärke 9 m/sek) durch eine Strecke von 10,8 mm dargestellt erscheint. Windrichtung sei NNO.

Durch den Punkt  $O$ , der der Anfangspunkt der Geschwindigkeitsvektoren ist, werden die Parallelen  $OC_1$ ,  $OC_2$ ,  $OC_3$ ,  $OC_4$

zu den einzelnen Flugstrecken gezogen, mit dem Kreis zum Schnitt gebracht und die Kreishalbmesser nach den Schnittpunkten  $C_1, C_2, C_3, C_4$  gezeichnet. Diese Strahlen geben in ihrem Winkel mit der durch den Kreismittelpunkt gelegten Süd-Nordlinie bzw. mit der Richtung der Kompaßnadel unmittelbar den auf jeder Strecke einzuhaltenden Kurs. Man entnimmt z. B. der Zeichnung, daß unter Annahme einer Deklination von  $8^\circ$  bei der herrschenden Windstärke auf der Strecke 1 der Kurs von  $111,5^\circ$  zu verfolgen ist usw.

Zieht man durch die Endpunkte einer Flugstrecke die Parallelen einmal zu  $OW$  und dann zu dem der Flugstrecke entsprechenden Kreisradius und bringt die beiden miteinander zum Schnitt, so stellt die zu  $OW$  parallele Strecke das Produkt aus  $w$  und der Flugdauer für den betreffenden Flugabschnitt dar. Die vier einzelnen Parallelen zu  $OW$  in Abb. 191, die in zwei von den vier Eckpunkten des gesamten Flugweges aufgetragen sind, geben also je ein Maß für die Flugzeiten; man muß sie nur in dem durch  $w$  bestimmten Maßstab ablesen. In unserem Beispiel haben die vier Strecken der Reihe nach die Längen 19,5, 25, 20, 27,5 km, und da für unser  $w$  gerade 32,4 km einer Stunde, also 0,54 km einer Minute, entsprechen, sind die Flugzeiten  $19,5 : 0,54 = 36$  Min., ferner 46, 37 und 51 Min., zusammen 2 Std. 50 Min. Wenn  $w$  sehr klein ist, kann diese Art der Ablesung sehr ungenau werden. Man hilft sich dann am besten dadurch, daß man die ursprünglichen Längen der Flugstrecken, dazu aus dem Geschwindigkeitskreis die Längen  $OC_1, OC_2$  usw. abliest und die Längen durch die Geschwindigkeiten dividiert, z. B. in unserem Fall: erste Strecke = 80 km, zugehöriges  $OC_1 = 44,7$  mm = 134 km/Std., daher  $t_1 = 80 : 134 = 0,6$  Std. = 36 Min.

Wenn man die Flugdauer für eine geschlossene Bahn wie die eben betrachtete bei verschiedenen Windstärken berechnet, so wird man finden, daß sie mit zunehmender Windstärke immer zunimmt. Wir wollen uns ein genaueres Urteil über den Einfluß des Windes bilden, indem wir die Zeit bestimmen, die zum Durchfliegen einer Kreisbahn erforderlich ist. Hierzu gelangt man am einfachsten, wenn man sich den Kreis als ein regelmäßiges Vieleck von großer Seitenzahl, z. B. als 24-Eck vorstellt und nun für die einzelnen Seiten nach dem in Abb. 191

durchgeführten Verfahren die Flugzeiten ermittelt. Die Flugzeit wird um so mehr verlängert, je größer das Verhältnis  $w/v$  von Windgeschwindigkeit zu Eigengeschwindigkeit ist. Das Ergebnis der Rechnung ist in Abb. 192 dargestellt, welche das Verhältnis  $t/t_0$  der Flugzeit  $t$  zu der Flugzeit bei Windstille  $t_0$  in Abhängigkeit von  $w/v$  wiedergibt. Z. B. zeigt in Abb. 192 für  $w:v = 0,25$  die Kurve die Ordinate 1,055, d. h. bei einer Windstärke gleich einem Viertel der Eigengeschwindigkeit dauert das Durchfliegen einer Kreisbahn um  $5,5 vH$  länger als bei Windstille; beträgt die Windstärke drei Viertel der Eigengeschwindigkeit, so ist die Flugdauer schon die doppelte der für Windstille. Nähert sich die Windstärke der Größe der Eigengeschwindigkeit, so wächst die Flugzeit  $t$  ins Unendliche. Für geschlossene Linien, die in ihrer Gestalt nicht viel von einem

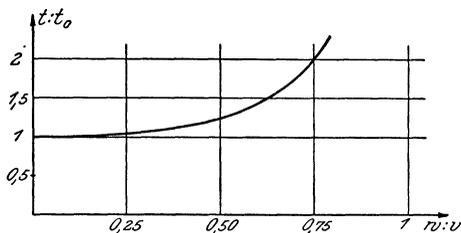


Abb. 192. Vergrößerung der Flugdauer durch Wind.

Kreis abweichen, behalten diese Ergebnisse noch annähernd ihre Gültigkeit.

Man kann schließlich die Frage aufwerfen, ob bei jeder Windstärke und -richtung die rascheste Verbindung zwischen zwei gegebenen Punkten die gerade Flugbahn ist. Fliegt man nämlich (Abb. 193) von  $A$  nach  $B$  über  $C$ , so hat man zwar im ganzen einen etwas längeren Weg, weil  $AC + CB$  größer ist als  $AB$ , aber auf dem größten Teil dieses Weges, nämlich auf  $AC$ , ist die Geschwindigkeit größer als sie auf der geraden Bahn  $AB$  wäre, wie der beigefügte Geschwindigkeitskreis zeigt. Hier ist  $OC_3$  parallel zu  $AC$  und  $OC_1$  parallel zu  $AB$  gezogen und man sieht, daß  $OC_3$  größer ist als  $OC_1$ . Um die Frage zu entscheiden, ziehen wir durch  $C$  eine Hilfslinie  $CC'$  parallel der Strecke  $C_3C_1$  im Geschwindigkeitskreis. Es sind dann die Dreiecke  $ACC'$  und  $OC_3C_1$  ähnlich. Da  $OC_3$  die Geschwindigkeit für  $AC$  ist, haben wir in dem Quotienten  $AC:OC_3$  die Zeit, die man zum Durchfliegen der Geraden  $AC$  braucht, und die  $t_3$  heißen möge. Aus der Ähnlichkeit folgt:

$$AC':OC_1 = AC:OC_3 = t_3, \text{ also } AC' = t_3 \cdot OC_1.$$

Ebenso erhält man, wenn  $CC''$  parallel  $C_1C_2$  gezogen und die zum Durchfliegen von  $BC$  erforderliche Zeit  $BC:OC_2$  mit  $t_2$  bezeichnet wird, aus der Ähnlichkeit der Dreiecke  $BCC''$  und  $OC_2C_1$  die Proportion

$$C''B:OC_1 = BC:OC_2 = t_2, \text{ also } C''B = t_2 \cdot OC_1.$$

Addiert man die beiden Ergebnisse, so erhält man:

$$AC' + C''B = (t_2 + t_3) \cdot OC_1 \text{ oder } t_2 + t_3 = \frac{AC' + C''B}{OC_1}.$$

Die Zeit  $t_1$ , die man zum Zurücklegen der geraden Strecke  $AB$  brauchen würde, ist gleich  $AB:OC_1$ . Nun ist aber  $AC' + C''B$  größer als  $AB$ , weil dabei das Stück  $C'C''$  doppelt gezählt wird. Daher ist auch der Quotient von  $AC' + C''B$  durch  $OC_1$  größer als der Quotient  $AB:OC_1$ , d. h.  $t_2 + t_3$  größer als  $t_1$ . Wir sehen daraus, daß die Flugzeit auf jeden Fall vergrößert wird, wenn man nicht geradlinig auf das Ziel zu fliegt, sondern einen Umweg macht.

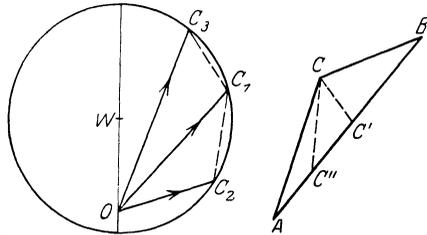


Abb. 193. Gerade als rascheste Flugbahn.

Die bisher angestellten Betrachtungen über den Einfluß des Windes auf Fluggeschwindigkeit und Flugdauer und über die Bestimmung des Kurses galten nur für den Fall konstanter Windrichtung und Windstärke im ganzen Fluggebiet. Wir haben hierfür soeben das Resultat gefunden, daß die Gerade als kürzeste Verbindung zwischen zwei Punkten auch die rascheste ist. Dieses Ergebnis gilt nicht mehr, sobald im Fluggebiet veränderlicher Wind herrscht. Wir wollen der sich daraus ergebenden Frage, welche Bahn zwischen zwei Punkten  $o_1$  und  $o_2$  im örtlich veränderlichen Windgebiet die rascheste ist, zunächst in einem besonders einfachen Falle nähertreten und sie untersuchen für zwei durch eine Gerade  $A$  getrennte Windgebiete. Links von  $A$  liege  $o_1$ , rechts  $o_2$ , die Windgeschwindigkeit links sei  $w_1$ , rechts  $w_2$ . Da die Flugbahn in jedem der beiden Gebiete geradlinig verlaufen muß, weil innerhalb jedes Gebietes

unveränderlicher Wind herrscht, kann sie nur aus zwei Geradenstücken bestehen, die in irgendeinem Punkte auf der Geraden  $A$  zusammentreffen. Es fragt sich nun, wie groß der Winkel ist, den die beiden Geraden der raschesten Flugbahn miteinander bilden. Es sei an einen ähnlich gelegenen, allerdings einfacheren Fall aus der Optik erinnert. Die Bahn der Lichtstrahlen beim Durchtritt durch Medien mit verschiedenen Fortpflanzungsgeschwindigkeiten des Lichtes ist bekanntlich dadurch gekennzeichnet, daß sie unter allen möglichen Bahnen zwischen zwei Punkten die rascheste ist. Andererseits weiß man, daß an der Grenze zweier Medien die Lichtstrahlen einen solchen Winkel miteinander bilden, daß sich der Sinus des Einfallswinkels zum Sinus des Ausfallswinkels (das sind die Winkel zwischen Strahl und der Normalen auf der Grenzfläche) verhält wie die Fortpflanzungsgeschwindigkeit des Lichtes im ersten Medium zu der im zweiten Medium (Brechungsgesetz). Der Unterschied zwischen dem Verhalten der Lichtstrahlen an der Grenze zweier Medien und unserem Fall ist der, daß die Lichtstrahlen innerhalb jedes Mediums in jeder Richtung mit der gleichen Geschwindigkeit wandern, während in unserem Fall das Flugzeug in jeder Richtung eine andere Geschwindigkeit besitzt. Trotzdem läßt sich zeigen, daß in unserem Falle die Winkel zwischen den Geraden der raschesten Bahn einen dem Brechungsgesetz des Lichtes ähnlichen Gesetz genügen<sup>1)</sup>. Es verhalten sich nämlich die Sinus der Winkel zwischen der Flugzeugachse und der Senkrechten zur Windgrenze vor und nach dem Durchgang durch die Grenze so wie die Komponenten der Fluggeschwindigkeit in der Achsrichtung.

Ein praktisches Verfahren zur Konstruktion von Bahnlinien, die dieser Bedingung entsprechen, zeigt Abb. 194. Von einem Festpunkt  $o$  aus trägt man zunächst in den beiden Windrichtungen die Windstärken  $w_1$  und  $w_2$  auf und zieht durch  $o$  eine Parallele  $A'$  zur Trennungslinie  $A$ . Die beiden Geschwindigkeitskreise  $K_1$  und  $K_2$  mit den Mittelpunkten  $m_1$  bzw.  $m_2$  und dem Halbmesser  $v$  enthalten die Endpunkte aller Geschwindigkeiten  $c_1$  und  $c_2$ , die in den beiden Windgebieten

<sup>1)</sup> Das allgemeine mathematische Problem der raschesten Bahn eines Flugzeuges wurde zum erstenmal von E. Zermelo gelöst. Siehe Zeitschr. f. angew. Mathem. u. Mechanik Bd. 11 (1931) S. 114—124.

möglich sind. Wählt man nun einen beliebigen ersten Strahl  $op_1$ , so findet man den zu einer raschesten Bahn gehörigen Strahl im Windgebiet 2 folgendermaßen: Man ziehe durch  $p_1$  an  $K_1$  die Tangente bis zum Schnitt  $k$  mit  $A'$  und von  $k$  die Tangente an  $K_2$ . Der Fahrstrahl von  $o$  zu dem so gefundenen Berührungspunkt  $p_2$  bestimmt die Richtung des zweiten Teils der raschesten Bahn. Zieht man nämlich durch  $o$  zu  $m_1 p_1$  und zu  $m_2 p_2$  Parallelen bis zum Schnitt  $r_1$  und  $r_2$  mit den jeweiligen Tangenten, so ist

$$1 : ok = \frac{\sin d_1}{or_1} = \frac{\sin d_2}{or_2}.$$

Da aber  $or_1$  und  $or_2$  gerade die Komponenten der Geschwindigkeiten in Richtung der Flugzeugachse sind, und da weiter die Winkel  $d_1$  und  $d_2$  gleich den Winkeln der Flugzeugachse mit der Senkrechten zur Windgrenze sind, so ist die oben geforderte Beziehung zwischen den beiden Geraden der raschesten Bahn erfüllt.

Ist ein Punkt  $o_1$  im ersten und  $o_2$  im zweiten Windgebiet gegeben, und beginnt man, von  $o_1$  ausgehend mit einer beliebigen Richtung, so findet man in der eben beschriebenen Weise als Fortsetzung zu dieser einen Strahl im zweiten Windgebiet, der die rascheste Verbindung zwischen allen auf ihm liegenden Punkten und  $o_1$  darstellt. Der gegebene Punkt  $o_2$  wird aber im allgemeinen von diesem Strahl nicht getroffen werden. Eine Bestimmung der raschesten Bahn von  $o_1$  nach  $o_2$  ist nur so möglich, daß man probeweise eine Reihe von Linienzügen auf die eben geschilderte Art konstruiert und durch Zwischenschaltung neuer Strahlen schließlich zu einem gelangt, der  $o_2$  trifft. In Abb. 194 sind vier derartige Linienzüge gezeichnet, gleichzeitig wurden die jeweiligen Stellungen der Flugzeugachse eingetragen, die im Geschwindigkeitsplan z. B. für die Richtungen  $op_1$  und  $op_2$  durch  $m_1 p_1$  und  $m_2 p_2$  gegeben sind.

Die bisherigen Betrachtungen gelten unverändert, wenn die beiden Windgebiete nicht durch eine Gerade  $A$ , sondern durch eine Kurve  $C$  voneinander getrennt sind, man muß nur  $A$  durch die Tangente an die Kurve  $C$  in einem bestimmten Punkt ersetzen. Allerdings ist dieser Punkt nicht von vornherein bekannt, sondern ist nur durch Probieren zu finden. Von noch allgemeinerem Interesse wäre die Frage, wie bei einer beliebigen gegebenen Wind-

verteilung, wenn also nicht nur zwei verschiedene Windstärken mit einer Grenze bestehen, die rascheste Bahn zu bestimmen wäre. Abgesehen aber davon, daß es in den seltensten Fällen gelingen wird, die örtlichen Windverhältnisse im gesamten Fluggebiet vor dem Abflug für die Dauer des Fluges aufzunehmen, führt die theoretische Behandlung der raschesten Bahn in einem stetig örtlich veränderlichen Windgebiet der mathematischen

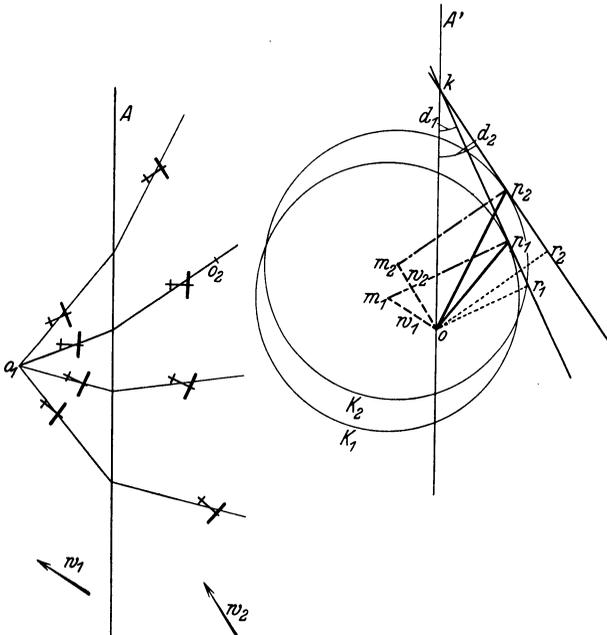


Abb. 194. Konstruktion raschester Flugwege.

Schwierigkeiten wegen über den hier gesteckten Rahmen hinaus. Andererseits ist der Fall nur zweier Windgebiete auch bisweilen verwirklicht, insbesondere z. B., wenn ein größeres Gebirge als Windscheide wirkt. In der Abb. 195 deutet die Kurve *C* die Haupterstreckung der zentralen Ostalpen an, und es sei der Flug Agram—München auf dem raschesten Wege von einem Flugzeug mit 108 km/Std. Eigengeschwindigkeit bei zwei verschiedenen Windlagen durchzuführen. Südlich der Alpen werden in beiden Fällen schiebende Südostwinde von 5 m/sek Stärke, nördlich der Alpen einmal Südwest- und einmal Nordostwind,

beide von der Stärke 7 m/sek, angenommen. Die Konstruktion der raschesten Bahnen und der zugehörigen Achsrichtungen ist in der Abb. 195 durchgeführt. Man erkennt, daß in beiden Fällen die rascheste Verbindung — ausgezogen für Südwestwind, strichpunktiert für Nordostwind — nicht unmittelbar eingeschlagen werden kann, weil für ein normales Verkehrsflugzeug mit nicht besonders hoher Steigreserve die Alpen nur an den niedrigen Pässen überflogen werden können und überdies durch jede Höhenüberwindung Zeit verloren geht. Wer einen Rekordflug unternehmen will, wird gut tun, Windverhältnisse abzuwarten, unter denen die rascheste Bahn über einen Paß führt.

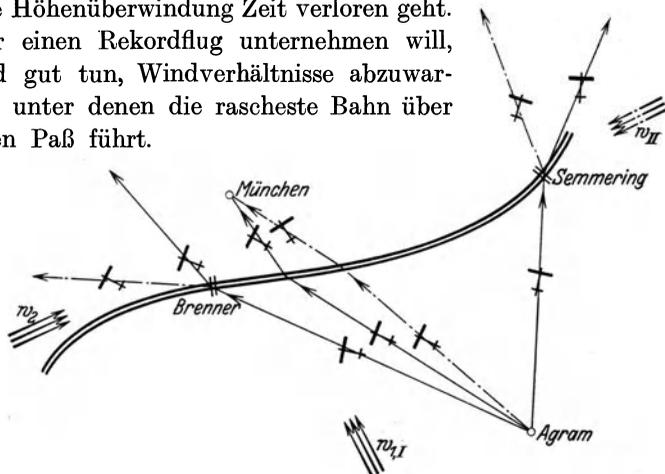


Abb. 195. Überquerung der Alpen auf raschestem Wege.

Für die Festlegung günstigster Routen des Transozeanflugverkehrs können Überlegungen wie die folgenden von Bedeutung werden. Die Aufgabe, rascheste Flugbahnen durch eine Folge von Windgebieten mit den Windgeschwindigkeiten  $w_1, w_2, \dots$  zu legen, erledigt sich durch sukzessive Anwendung der oben angegebenen Konstruktion. Sind die Windgebiete durch die Geraden  $A_{1,2}, A_{2,3}, \dots$  (Abb. 196) getrennt, so erhält man einen raschesten Weg folgendermaßen: Von einem festen Punkt  $o$  aus trägt man in den vorgegebenen Windrichtungen der Reihe nach die Größen der Windstärken  $w_1, w_2, \dots$  sowie die Parallelen  $A'_{1,2}, A'_{2,3}, \dots$  zu  $A_{1,2}, A_{2,3}, \dots$  auf. Das ergibt die Mittelpunkte  $m_1, m_2, \dots$ , um welche man Kreise  $K_1, K_2, \dots$  mit dem Halbmesser  $v$  schlägt. Legt man durch die Geraden  $A'_{1,2}, A'_{2,3}, \dots$  ein Vieleck derart, daß seine Seiten Tangenten

der Kreise  $K_1, K_2, \dots$  mit den Berührungspunkten  $p_1, p_2, \dots$  sind, so sind die Richtungen  $op_1, op_2, \dots$  die Flugrichtungen in den einzelnen Windgebieten. Zieht man daher zu diesen Parallele im Flugplan, so erhält man einen raschesten Linienzug. Die Richtungen  $m_1 p_1, m_2 p_2, \dots$  ergeben wieder die Lage der Flugzeugachsen. Diese Konstruktion ist für verschiedene Windgebiete in Abb. 196 durchgeführt.

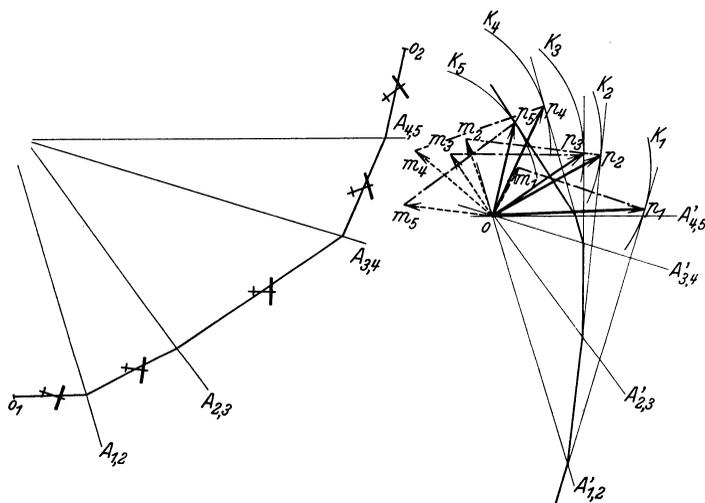


Abb. 196. Raschester Flugweg durch mehrere Windgebiete.

Damit sind nur die Grundfragen der Orientierung gestreift. Die Praxis wirft noch eine ganze Reihe von Fragen auf, auf welche hier nicht näher eingegangen werden kann. Der Flugzeugführer wird sich auch mit den Grenzgebieten der Astronomie, Kartographie und Nautik, soweit sie für die Kursbestimmung in Frage kommen, zu beschäftigen haben, insbesondere aber mit dem heute sehr wichtigen Gebiet der Funkortung. Nur ein kurzes Beispiel möge das Grundsätzliche der Funkpeilung erläutern. Hat ein Flugzeug sich z. B. im Nebel verirrt, so kann mittels eines Empfangsgerätes der Ort folgendermaßen festgestellt werden. Es werden drei durch ihre Rufzeichen bekannte, möglichst weit vom Beobachtungsorte entfernte Stationen angepeilt, d. h. es wird die Rahmenantenne so eingestellt, daß die drei Stationen  $p_1, p_2, p_3$  nacheinander in größter oder meist

in geringster Lautstärke zu hören sind. Dann bildet die jeweilige Richtung der Rahmenantenne bzw. die Senkrechte dazu mit der Richtung der Kompaßnadel oder der Nordrichtung Winkel  $a_1, a_2, a_3$ , die man am Gerät ablesen kann. Die Winkel  $a_2 - a_1$  und  $a_3 - a_2$  stellen dann die Sichtwinkel der Strecken  $\overline{p_1 p_2}$  und  $\overline{p_2 p_3}$  vom Beobachtungspunkt aus dar (Abb. 197). Daß die Punkte  $p_1, p_2, p_3$  in Wirklichkeit nicht zu sehen sind, ist für die Ortsbestimmung ohne Bedeutung. Verbindet man  $p_1$  mit  $p_2$  und  $p_2$  mit  $p_3$  auf der Karte und zeichnet über ihnen als Sehnen die Kreise mit den Mittelpunktswinkeln  $2(a_2 - a_1)$  bzw.  $2(a_3 - a_2)$ , so sind nach einem bekannten Kreissatz die Umfangswinkel der beiden Kreise gleich den Sichtwinkeln  $a_2 - a_1$  bzw.  $a_3 - a_2$ . Das Flugzeug muß sich also gleichzeitig auf beiden Kreisen, d. h. in einem ihrer beiden Schnittpunkte befinden. Die Eindeutigkeit ist dadurch sichergestellt, daß einer der beiden Schnittpunkte eine der drei Stationen ist. In Abb. 197 ist angenommen, daß vom Peilungsort die Stationen  $p_1, p_2, p_3$  unter den Winkeln  $45^\circ, 75^\circ$  und  $98^\circ$  gegen die Nordrichtung gehört wurden. Wird die Konstruktion auf der Karte durchgeführt, so ergibt sie im Punkte  $p$  mit ziemlicher Genauigkeit die Lage des Flugzeugs über dem Gelände.

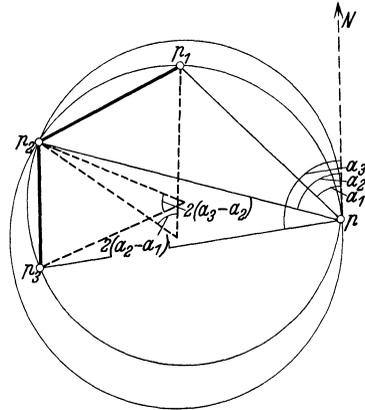


Abb. 197. Anpeilung eines Flugzieles.

## 47. Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges.

In dem Maße, in dem man das technische Problem des Fliegens beherrschen lernte, begann man sich mehr und mehr auch der Frage nach wirtschaftlicher Gestaltung des Flugverkehrs zuzuwenden. Nun läßt sich das, was man als „wirtschaftliche Leistung“ einer Flugbeförderung zu bezeichnen hat, sehr schwer genau abgrenzen oder abschätzen. Man hat den Vorteil größerer Schnelligkeit, für Personenverkehr in mancher Hinsicht den einer gewissen Bequemlichkeit (Freiheit von Erschütterungen, von Staub usw.), und schließlich den Umstand in Rechnung

zu stellen, daß man ohne langwierige Vorbereitung der Strecke, wie sie der Bau von Straßen oder von Eisenbahngleisen darstellt, fliegen kann. Mit einer Abwägung dieser Leistungen werden wir uns im folgenden nicht weiter befassen, sondern nur den wirtschaftlichen Aufwand, den der Flugverkehr erfordert, in seiner Abhängigkeit von einigen technischen Einzelheiten untersuchen.

Aber auch diese Abgrenzung des Problems ist noch zu weit. Der Aufwand, den die Aufrechterhaltung eines regelmäßigen Flugverkehrs erfordert, setzt sich in der Hauptsache aus drei Teilen zusammen: den Kosten des eigentlichen Betriebes, also des Brennstoffes usw. und der Flugzeugführung, dann den Kosten der Flugzeugherstellung und drittens denen der übrigen Einrichtungen wie Flughäfen u. dgl. Der letzte Punkt spielt eine entscheidende Rolle bei der Bewertung der Flugzeuge gegenüber den Luftschiffen, die den Bau viel größerer und kostspieligerer Hallen notwendig machen; innerhalb des Flugwesens im engeren Sinne bilden die Fragen, die mit der Einrichtung der Landungs- und Abflugplätze zusammenhängen, kein unterscheidendes Merkmal für die verschiedenen in Betracht kommenden Flugzeugbauarten. Die Herstellungskosten der Flugzeuge kann man wohl, in Anlehnung an ähnliche Aufgaben in anderen Gebieten der Technik, einigermaßen abschätzen. Allein es bleibt hier eine Unsicherheit zurück, die allen wirtschaftlichen Berechnungen im Flugwesen den Stempel größter Unzulänglichkeit verleiht: solange man nicht durch umfassende statistische Erhebungen unter Berücksichtigung der bisher unvermeidlichen, immer sich wiederholenden Bruchschäden, zu einem zuverlässigen Begriff der Lebensdauer eines Flugzeuges gelangt ist, erscheint es durchaus unmöglich, den Herstellungswert im richtigen Verhältnis zum Betriebsaufwand in Rechnung zu stellen. Wir werden daher im folgenden in der Hauptsache nur den Aufwand an Betriebsmitteln, namentlich an Brennstoff, behandeln und nur nebenher die Herstellungskosten und andere Einflüsse berücksichtigen.

Zunächst etwas über den Begriff des „sparsamsten Fluges“. Man kann mit einem Flugzeug neuzeitlicher Bauart, das große Steigreserve (Abschn. 26) besitzt, mit sehr verschiedenen Geschwindigkeiten wagtrecht fliegen, je nachdem man den Motor

einstellt. Die größte Geschwindigkeit erreicht man natürlich bei Vollgas; darauf, daß es eine kleinste gibt, die nicht unterschritten werden kann, haben wir wiederholt hingewiesen. Bei welchem dieser Flugzustände erreicht man ein gegebenes Ziel mit dem kleinsten Betriebsmittelaufwand? Sei  $\alpha$  der Brennstoffverbrauch des Motors (oder der Motoren) für eine Pferdekraftstunde (bei den heutigen Flugmotoren ist  $\alpha$  durchschnittlich 250 g/PS-Stunde, s. Zahlentafel 6), und  $\eta$  der Wirkungsgrad der Luftschraube,  $L$  die erforderliche Zugleistung des Flugzeuges in kgm/sek. Dann haben wir in  $L:\eta$  die erforderliche Motorleistung in kgm/sek und in  $L:75\eta$  die Leistung in PS. Also ist

$$\frac{\alpha}{75\eta} L$$

der Brennstoffverbrauch in einer Stunde. Zum Zurücklegen einer Strecke von  $s$  km oder  $1000 s$  m mit der Geschwindigkeit  $v$  (in m/sek) bedarf man  $1000 s:v$  Sekunden oder  $1000 s:3600 v = s:3,6 v$  Stunden. Demnach beträgt der Brennstoffverbrauch auf der Strecke  $s$ , da  $75 \cdot 3,6 = 270$

$$\frac{1}{270} \cdot \frac{\alpha}{\eta} \cdot \frac{L}{v} \cdot s \quad \text{oder} \quad \frac{1}{270} \cdot \frac{\alpha}{\eta} \cdot Z \cdot s,$$

da der Quotient  $L:v$  nichts anderes als die bei der Geschwindigkeit  $v$  erforderliche Zugkraft (Abschn. 10) darstellt. Wäre der Quotient  $\alpha:\eta$  unveränderlich, d. h. für alle Geschwindigkeiten und Drosselungsgrade gleich groß, so würde der sparsamste Flug derjenige sein, bei dem  $Z$  am kleinsten ist. Nun sind aber  $\alpha$  und  $\eta$  vom Betriebszustand des Flugzeuges nicht unabhängig. Wird ein Motor stark gedrosselt, so erhöht sich der Benzinverbrauch für die Leistungseinheit nicht unerheblich. Dieser Nachteil wird freilich ausgeschaltet bei Mehrmotorenflugzeugen, sobald man hier, statt alle Motoren zu drosseln, einzelne ganz stilllegen und die anderen ungefähr normal laufen lassen kann. Aber die Veränderlichkeit des Schraubenwirkungsgrades mit der Fluggeschwindigkeit läßt sich niemals ganz vermeiden. In der Regel wird der Konstrukteur darauf bedacht sein, daß der beste Wirkungsgrad, und auch der kleinste Wert von  $\alpha:\eta$ , bei einer Geschwindigkeit erreicht wird, die zwischen der kleinstmöglichen und der größten Wagrechtgeschwindigkeit liegt. In Abb. 198

ist von der  $Z_1$ -Linie der Abb. 116 der Teil bis zum Minimum von  $Z_1$  aufgetragen. Der Verlauf der  $\alpha:\eta$ -Linie ist so angenommen, daß ihr Minimum ungefähr in der Mitte zwischen  $v_{\max}$  und dem  $v$  bei  $Z_{\min}$  liegt und daß sie bis zu den Enden auf das Anderhalbfache ansteigt. Ein Bild für den Benzinverbrauch für eine gegebene Weglänge  $s$  erhält man in der Kurve, deren Ordinaten die Produkte der Ordinaten der beiden ersten Kurven sind. In unserm Falle liegt, wie man sieht, die sparsamste Fluggeschwin-

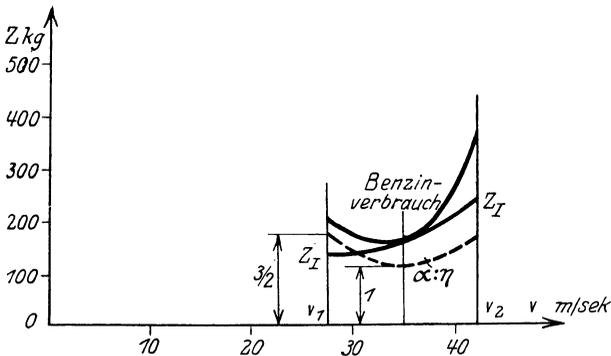


Abb. 198. Sparsamster Wagrechtfzug.

digkeit, nämlich die dem tiefsten Punkt der Produktkurve entsprechende etwa bei 34 m/sek. Will man ein Flugzeug beim Entwurf ganz besonders dem Gesichtspunkt sparsamen Wagrechtfuges anpassen, so muß man es so einrichten, daß  $\alpha:\eta$  nahe beim Zustand der kleinsten erforderlichen Zugkraft seinen Kleinstwert erreicht.

Die vorstehenden Betrachtungen sind ohne Rücksicht auf etwaige Windversetzung durchgeführt. Man kann sich leicht überlegen, wie sie sich bei Annahme eines beliebigen Windes gestalten. Es ist in dem Ausdruck  $L:v$  für  $v$  die Fluggeschwindigkeit  $c$  für  $s$  der wirkliche Reiseweg einzusetzen. Der Brennstoffverbrauch bei Windstille muß also bei Wind mit  $v/c$  multipliziert werden. Wenn im wesentlichen gegen den Wind geflogen wird, nimmt dieses Verhältnis mit wachsender Eigengeschwindigkeit ab. Das bedeutet, daß das Minimum des Brennstoffverbrauches bei Gegenwind nach größeren Eigengeschwindigkeiten verschoben wird. Umgekehrt muß man bei Rückenwind mit kleinerer Eigengeschwin-

digkeit fliegen, wenn man mit geringstem Brennstoffverbrauch eine bestimmte Strecke bewältigen will. Für verschiedene Flugrichtungen bei gegebenem Wind ist danach der sparsamste Drosselungsgrad jedesmal ein anderer und es steht daher auch gar nicht fest, ob die gerade Verbindung zweier Punkte, die immer die kürzeste und, wie wir aus Abschnitt 46 wissen, die rascheste ist, auch die sparsamste sein muß. Wir verfolgen diese Frage, die grundsätzlich leicht zu erledigen wäre, nicht weiter und wenden uns einem andern, für die Wirtschaftlichkeit des Flugbetriebes sehr wichtigen Gesichtspunkt zu.

#### 48. Belastung, Geschwindigkeit und Flugkosten.

Bei allen Arten von Fahrzeugen ist von ausschlaggebender Bedeutung das Verhältnis zwischen dem der Beförderung zu unterziehenden, eigentlichen „Nutzgewicht“ und dem „toten Gewicht“, das als Fahrzeug- und Betriebsmittelgewicht mitgeführt werden muß. Ein Eisenbahnzug (Schnellzug) mit 9 Wagen und einer Lokomotive befördert etwa 350 Personen und 10 t Gepäck, also eine Nutzlast von zusammen etwa 35 t. Dazu führt er an Kohle und Wasser durchschnittlich etwa 20 t mit sich, während das Gewicht der Wagen und der Lokomotive sich auf etwa 445 t beläuft. Von den 500 t Gesamtgewicht entfallen somit 89 vH auf das Fahrzeug selbst, 4 vH auf Betriebsmittel und 7 vH auf Nutzlast. Dagegen weist ein neuzeitliches Verkehrsflugzeug (Vickers, 1300 PS) bei einem Gesamtgewicht von 8,3 t ein Leergewicht von 5,5 t gleich 66 vH auf und bedarf für etwa 6stündigen Flug (bei gedrosselten Motoren) 1,1 t Betriebsstoffe gleich 13 vH, so daß es eine Nutzlast von 1,7 t gleich 21 vH des Gesamtgewichtes mitnehmen kann. Das Verhältnis Nutzlast:Leergewicht beträgt beim Flugzeug  $1,7:5,5 = 0,31$ , dagegen beim Schnellzug  $35:445 = 0,08$ , d. i. nur den vierten Teil. Darin liegt jedoch nur scheinbar eine Überlegenheit des Flugzeuges. Denn das geringe Leergewicht ist nicht etwas von vornherein Beabsichtigtes und es hat zur Folge, daß die Widerstandsfähigkeit des Flugzeuges gegenüber den normalen Betriebsbeanspruchungen keinen Vergleich mit der eines Eisenbahnzuges aushält. Die große Beschränkung des Leergewichtes wird erzwungen durch das außerordentlich

geringe Maß von Leistungsbelastung (vgl. Zahlent. 7), das im Flugbetrieb möglich ist. Das 8,3 t schwere Flugzeug und der Eisenbahnzug von 500 t Gesamtgewicht erfordern beide eine motorische Leistung von etwa 1300 PS. Wir haben also im ersten Fall rd. 6,4 kg/PS, im zweiten 385 kg/PS oder die 60fache Leistungsbelastung! Die Größe der Nutzlast auf die Pferdestärke ist beim Eisenbahnzug immer noch 15mal so groß als beim Flugzeug. Würde man ein Flugzeug so bauen, daß es nur einigermaßen den Anforderungen an Widerstandsfähigkeit und Dauerhaftigkeit genügt, denen ein Landfahrzeug entspricht, so käme man zu ganz ungeheueren Leistungszahlen. Von dem Verhältnis Nutzlast : Leistungsaufwand hängt aber die Wirtschaftlichkeit des Betriebes in erster Linie ab.

Die Frage, wie das verfügbare Maß an Zuladung auf Betriebsmittel und Nutzlast am zweckmäßigsten zu verteilen ist, kann etwa in folgender Weise beurteilt werden. Maßgebend für den unmittelbaren wirtschaftlichen Wert eines Fluges, d. h. für den aus einem Flug zu erzielenden Geldbetrag, ist etwa das Produkt aus Nutzlast und zurückgelegter Strecke. Teilt man das Gesamtgewicht  $G$  in die drei Teile: Leergewicht  $G_1$ , Betriebsmittel  $G_2$  und Nutzlast  $G_3$ , so ist der Betriebswert proportional  $G_3$  mal der durchflogenen Strecke, und diese letztere kann in dem Maße wachsen wie  $G_2$  größer wird. Andererseits hat man  $G_2 + G_3$  als konstant anzusehen. Nun hat ein Produkt zweier Faktoren, deren Summe fest gegeben ist, seinen Größtwert, sobald beide Faktoren gleich werden, also hier, wenn  $G_2 = G_3$ . Daher die oft ausgesprochene Regel, daß die Hälfte der verfügbaren Zuladung aus Betriebsmitteln, die andere aus Nutzlast bestehen soll.

Begreiflicherweise hat man sich besonders eingehend mit der Frage beschäftigt, wie die Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges mit seiner Größe zusammenhängt. Die einfachste Grundlage für eine derartige Überlegung ist die, daß Flächenbelastung und Leistungsbelastung unverändert bleiben. Es müssen also Gesamtgewicht und Motorleistung proportional der Fläche, d. i. mit dem Quadrat der linearen Abmessungen zunehmen. Hier gelangt man nun zu folgender Schwierigkeit. Wenn man die Lastverteilung beim großen Flugzeug ähnlich der des kleinen macht, also alle Lasten im wesentlichen in einem Mittelrumpf unterbringt und durch die weit ausgebreiteten Flügel tragen

läßt, so wachsen die Beanspruchungen, denen die Flügel dort, wo sie an den Rumpf anschließen, ausgesetzt sind, stärker als die Gewichte. Denn die Lasten im Rumpf suchen die Flügel zu brechen, so wie ein in der Mitte belasteter, beiderseits gelagerter Balken durch eben diese Last beansprucht wird (vgl. Abb. 40). Die Größe einer solchen Beanspruchung wird durch das sog. Biegemoment gemessen, nämlich durch das Produkt aus der Auflagerkraft (dem halben Gewicht) und dem Abstand des Auflagers (der Flügelmitte) von der Trägermitte (dem Rumpf). Demnach wächst die Beanspruchung mit dem Produkt aus Gewicht und Längenabmessung oder nach dem oben Dargelegten mit der dritten Potenz der Längen. Daraus muß man schließen, daß eine Verstärkung des Flügelquerschnittes in einem Maße erforderlich ist, die das reine Flügengewicht jedenfalls stärker wachsen läßt als mit dem Quadrat der Längen; diesem proportional wächst aber das Gesamtgewicht, wenn die Flächenbelastung unverändert bleibt. Daraus folgt also, daß der Anteil des Leergewichtes am Gesamtgewicht mit zunehmender Größe des Flugzeuges auch zunimmt und damit würde der Vergrößerung bald eine Grenze gesetzt sein.

An dieser Überlegung ist vor allem das eine unrichtig, daß die Verteilung der Lasten beim Riesenflugzeug der des kleinen gleich gemacht werden müßte. Da man schon aus Gründen der Betriebssicherheit (und weil größere Motoreinheiten verschiedene Schwierigkeiten mit sich bringen), bei Großflugzeugen die Leistung auf mehrere Motoren verteilt, ergibt sich von selbst eine Anordnung mit weniger stark gehäuften Gewichten. Legt man alle Belastungen weit auseinander, so fällt der Nachteil, den sonst große Spannweite mit sich bringt, fort. Gewichte, die etwa unmittelbar auf den Flügeln angebracht sind, werden durch den Auftrieb an Ort und Stelle aufgehoben und tragen nichts oder nur wenig zu dem Biegemoment bei, das die Tragfläche an ihrer Wurzel abubrechen sucht. Andererseits wird die Trägheit des Flugzeuges durch derartiges Auseinanderziehen der Massen ungünstig beeinflußt (Abschn. 34) und man kann sich fragen, ob dann ein großes Flugzeug noch genügend viel Vorteile gegenüber einem Geschwader von kleinen bietet.

Aus diesen Gesichtspunkten heraus ist auch der Vorschlag gemacht worden, mit zunehmenden Abmessungen des Flugzeuges die

Flächenbelastung proportional der Längenabmessung zu steigern. Es wachsen dann die Gesamtgewichte mit der dritten Potenz der Länge, die Bieugungsmomente allerdings mit der vierten. Aber abgesehen davon, daß dieses Verhältnis (3 : 4) schon etwas günstiger ist als das bei der Vergrößerung mit konstanter Flächenbelastung auftretende (2 : 3), hat man jetzt noch den Vorteil der vergrößerten Geschwindigkeit, der ja auch als ein wirtschaftlicher anzusehen ist, und auch relativ günstigere Verhältnisse beim Steuern. Denn die Geschwindigkeit des Wagrechtfluges wächst, z. B. nach der Formel S. 222, mit der Quadratwurzel aus der Flächenbelastung. Die Steuerwirkung ist abhängig von dem Verhältnis des Ruderkraftmoments zum Trägheitsmoment (Abschn. 34). Das erstere wächst mit Fläche, Abstand und Quadrat der Geschwindigkeit, also mit der vierten Potenz der Längen, das letztere mit Gewicht und Längenquadrat, also der fünften Potenz der Länge. Dagegen sind bei Vergrößerung unter Beibehaltung der Flächenbelastung die beiden Exponenten, drei und vier, etwas ungünstiger. Natürlich hat diese Art der Flugzeugvergrößerung auch wieder bald eine Grenze, da man aus mehrfach schon erwähnten Gründen, wie der Landungsgeschwindigkeit wegen, mit der Flächenbelastung nicht allzu hoch hinaufgehen kann, ohne besondere Einrichtungen vorzusehen, die auch wieder das Leergewicht vermehren. Was in bisherigen Ausführungen tatsächlich erreicht wurde, lassen die Angaben des folgenden Abschnittes, namentlich Zahlentafel 9, erkennen.

Die Frage der Wirtschaftlichkeit, die wir jetzt an einer Reihe von Einzelheiten erörtert haben, läßt sich noch in anderer Weise zusammenfassend verfolgen<sup>1)</sup>. Es bedeute  $k$  die Kosten, welche durch den Motorantrieb in einer Stunde verursacht werden, in Pfennigen gerechnet und auf 1 PS bezogen, ferner  $N_p$  die Antriebsleistung in PS pro Sitzplatz, d. h.  $N_p = \frac{N}{n}$ , wenn  $n$  die Anzahl der Sitzplätze ist. Für eine Stunde Flugdauer wäre also mindestens von jedem Fluggast die Summe  $k \cdot N_p$

<sup>1)</sup> Zu den nachfolgenden Betrachtungen siehe A. Koyemann: „Flugmechanische Beziehungen zwischen Fluggeschwindigkeit, Flugkosten und Flugweite und ihre Abhängigkeit von der Widerstandsfläche des Flugzeugs“. Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch. 1931, S. 329.

zu fordern. Dividiert man diese Größe durch die Fluggeschwindigkeit  $c = v - v_w$  in km/Std., wobei  $v_w$  die Stärke des Gegenwindes, bei negativem Vorzeichen die des Rückenwindes bedeutet, so erhält man den auf den Fluggastplatz entfallenden Preis pro Flugkilometer. Bei  $n$  Sitzen wäre die Gesamtsumme der Kosten also:

$$\frac{n \cdot k \cdot N_p}{v - v_w}.$$

Sind von den  $n$  Sitzen nur  $m$  durch Fluggäste besetzt, so entfällt auf jeden Reisenden der  $m$ -te Teil des eben berechneten Betrages. Setzen wir  $\frac{m}{n} = a$ , wobei  $a$ , der „Besetzungsfaktor“, zwischen Null und Eins liegt, so folgt für den Mindestflugpreis pro Person und Kilometer:

$$K = \frac{k \cdot N_p}{a(v - v_w)}.$$

Die Reichweite eines Flugzeugs ist gegeben durch die Beziehung:

$$R = T \cdot (v - v_w),$$

wenn  $T$  die Zeit bedeutet, für welche die Brennstoffvorräte gerade noch ausreichen. Bezeichnen wir den Verbrauch an Betriebsmitteln in kg pro PS während einer Stunde mit  $e$ , so werden in  $T$  Stunden  $eT$  kg pro PS verbraucht. Diese Verbrauchsmenge mit der Zahl der PS multipliziert ist aber gleich der Zuladung  $G'$  an Brennstoff; es gilt also:

$$e \cdot T = \frac{G'}{N} \quad \text{oder} \quad T = \frac{G'}{N} \cdot \frac{1}{e}.$$

Nun ist aber die gesamte Zuladung  $G_z = G' + nG_p$ , wenn  $G_p$  das Gewicht einer Person nebst Gepäck ist. Wir finden daher:

$$T = \left( \frac{G_z}{N} - \frac{nG_p}{N} \right) \frac{1}{e} = \left( \frac{G_z}{N} - \frac{G_p}{N_p} \right) \cdot \frac{1}{e}$$

oder, in den Ausdruck für die Reichweite eingesetzt:

$$R = \frac{v - v_w}{e} \left( \frac{G_z}{N} - \frac{G_p}{N_p} \right).$$

Löst man die letzte Gleichung nach  $N_p$  auf, und setzt den so

gefundenen Ausdruck in die Beziehung für  $K$  ein, so erhält man in:

$$K = \frac{k \cdot G_p}{a \left( \frac{G_z}{N} (v - v_w) - e R \right)} \quad (\text{A})$$

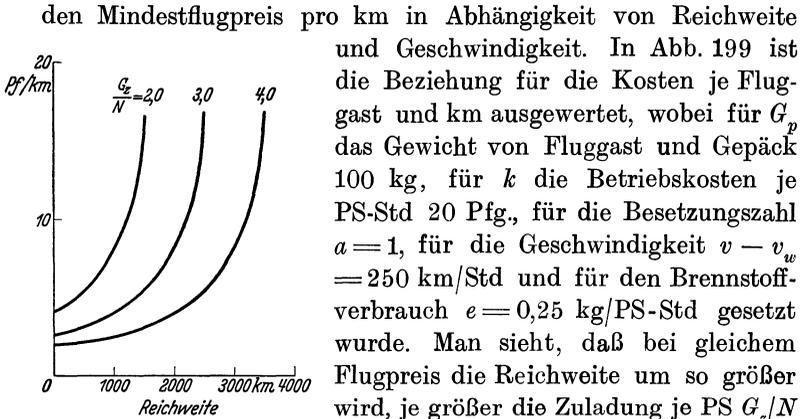


Abb. 199. Kilometerkosten je Fluggast über der Reichweite.

Die Flugzeuge Junkers 52 und das Flugboot Martin 130 eignen sich also besonders für den Langstreckenflug. Im übrigen werden die Flugkosten bei sonst gleichbleibenden Werten der Gleichung um so kleiner, je höher die Fluggeschwindigkeit ist.

### Zahlentafel 8.

Widerstandsfläche je Fluggast für einige Verkehrsflugzeuge.

Hersteller und Muster	Nennleistung	Zahl der Fluggäste	Höchstgeschwindigkeit km/Std	Zuladung kg	$G_z/N$ kg/PS	$f_p$ m <sup>2</sup>
	PS					
Heinkel HE 70	630	6	355	1010	1,6	0,075
Junkers Ju 52	1350	16	270	3700	2,7	0,140
Douglas DC-1	1420	14	335	2780	1,95	0,087
Fokker F 46	2800	32	280	7000	2,50	0,130
Boeing 247 D	1100	10	290	1900	1,70	0,146
Martin M 130 Flugboot	3200	43	275	12000	3,70	0,120
Savoia Marchetti S 74	2800	25	325	5000	1,8	0,105

Wir waren bisher von der gesamten Zuladung  $G_z$  ausgegangen und hatten diese in Nutzlast und Brennstofflast unterteilt, wobei die Abhängigkeit der Flugkosten je km von der Reichweite entstand. Wir wollen jetzt die Flugkosten in Abhängigkeit von der aerodynamischen Güte des Flugzeuges bringen. Wir gehen dabei aus von dem auf S. 43 gegebenen Ausdruck für die schädliche Fläche

$$f = \frac{700 N}{v^3}$$

und beziehen die schädliche Fläche auf die Zahl der Passagiere. Den auf jeden Passagier entfallenden Anteil der schädlichen Fläche nennen wir

$$f_p = \frac{f}{n}.$$

Die je Fluggast benötigte Leistung  $N_p$  ist dann

$$N_p = \frac{f_p v^3}{700}$$

oder wenn  $v$  in km/Std eingesetzt wird,

$$N_p = \frac{f_p v^3}{32500}.$$

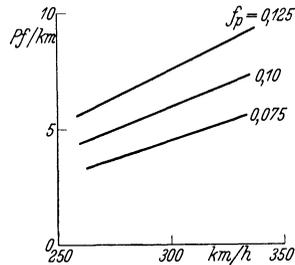


Abb. 200. Kilometerkosten je Fluggast über der Fluggeschwindigkeit.

Führen wir diesen Wert in die Gleichung für die Kosten  $K$  je km und Fluggast auf S. 315 ein, so erhalten wir

$$K = \frac{k f_p v^3}{32500 a (v - v_w)}.$$

Diese Beziehung ist für  $k = 20$  Pfg./PS-Std,  $a = 1,0$  und  $v_w = 20$  km/Std Gegenwind in Abb. 200 ausgewertet. Bei gleichem Flugpreis kann also die Fluggeschwindigkeit um so mehr gesteigert werden, je kleiner die schädliche Fläche je Fluggast, d. h. je aerodynamisch hochwertiger das Flugzeug gebaut ist. Die Werte  $f_p$  sind ebenfalls in Zahlentafel 8 eingetragen. Die Flugzeuge He 70 und Douglas D C 1 sind ausgesprochene Schnellflugzeuge, die infolge ihrer günstigen Form, einziehbarem Fahrwerk usw. bei gleichem Flugpreis die Fluggäste erheblich rascher befördern können als die bis dahin üblichen Verkehrsflugzeuge.

Es ist zu beachten, daß in den hier ermittelten Mindestflugpreisen von etwa 6 Pfg. je km noch nichts für Personal, Flugplatz, Bruchrisiko usw. enthalten ist. Außerdem wird man im Durchschnitt einen Besetzungsfaktor von  $a = 0,6$  annehmen können, so daß sich der Mindestflugpreis auf etwa 10 Pfg. je km und Fluggast erhöht. Bei dem Vergleich mit dem Personentarif der Eisenbahn muß man bedenken, daß kaum eine Eisenbahnlinie (von ganz dicht befahrenen Stadtbahnen abgesehen) von den Einnahmen aus dem Personenverkehr, einschließlich des Reisegepäckdienstes, erhalten werden könnte. Die Tarife für die Reisenden werden meist künstlich niedrig gehalten, da der Ausfall aus dem Erträgnis des starken Frachtverkehrs gedeckt werden kann. Der Luftverkehr aber, der voraussichtlich für alle Zeiten sich auf Personen- und leichten Gepäckdienst sowie Postbeförderung, höchstens noch unter Ein-schluß der Beförderung sehr leichter, wertvoller oder rasch verderblicher Waren, beschränken wird, kann diesem Verfahren nicht folgen. Ein gerechter Ausgleich ist nur in der Weise möglich, daß der Staat selbst einen Teil der Kosten der Luftbeförderung übernimmt, indem er entweder auf eigene Rechnung den Verkehr mit Verlust betreibt oder den privaten Unternehmungen Beihilfen nach dem Maße der geleisteten Personen- und Warenkilometer gewährt. Fast in allen Ländern ist dieser Weg auch eingeschlagen worden und er wird aller Wahrscheinlichkeit nach noch für lange Zeit der einzig gangbare sein.

#### 49. Verkehrsfragen.

Es ist ohne weiteres klar, daß eine Konkurrenzfähigkeit des Flugzeugs gegenüber den beiden Hauptverkehrsmitteln, dem Eisenbahn- und Schiffsverkehr, nur dann bestehen kann, wenn alle Vorteile, welche die letztgenannten den Reisenden bieten, auch vom Flugverkehr erzielt oder überboten werden. In erster Linie kommt es da auf die Reisegeschwindigkeit an. Durch die Verkürzung der Flugzeit wird ein doppelter Vorteil erzielt; erstens steht die Flugzeit in gewisser Wechselwirkung zum Preis, denn eine Zeitersparnis bedeutet für den Reisenden eine gewisse Verbilligung; zweitens können eine Reihe von Flugverbindungen, die heute ausfallen müssen, noch innerhalb der für den Flug zur Verfügung stehen-

den Tagesstunden ausgeführt werden. Darin liegt überhaupt eine der Hauptschwierigkeiten des Flugverkehrs gegenüber den anderen Verkehrsmitteln, daß er von den atmosphärischen Verhältnissen abhängig ist, bisher zum größten Teil nur am Tag durchgeführt werden kann und in den Wintermonaten stark eingeschränkt, oft ganz eingestellt werden muß. Die Einrichtung von Nachtflugstrecken entspricht einem Hauptbedürfnis des Reisenden. Um einen Nachtflug mit größter Sicherheit durchführen zu können, bedarf es auf der ganzen Flugstrecke einer Nachtbefeuerung, die in der Regel aus einer großen Anzahl in kürzeren Abständen aufgestellter Neonlampen mit ausgedehnter Leuchtfläche besteht. Die Abstände müssen in den Grenzen der Sichtweite gehalten werden, so daß der Führer dauernd Kurs halten kann. Aus Sicherheitsgründen muß außerdem eine Reihe von Hilfslandeplätzen eingerichtet und durch besondere Beleuchtung kenntlich gemacht werden. Besonders schwierig gestaltet sich die Landung eines Flugzeugs bei Nacht. Es muß zu diesem Zweck der Flugplatz durch ein Ansteuerungslicht weithin sichtbar und die Auslaufbahn durch eine Doppelreihe von Landungslichtern gekennzeichnet sein. Da es aber gerade bei Nacht unerlässlich ist, die Landung gegen den Wind vorzunehmen, darf diese Landbefeuerung nicht festliegen, sondern muß beweglich sein und den jeweiligen Windverhältnissen entsprechend aufgestellt werden können. Neben den durch die Funkpeilung ermöglichten Blindflügen, die natürlich auch bei Nacht ausgeführt werden können, ist in neuerer Zeit auch die Möglichkeit von Blindlandungen geschaffen worden. Das Flugzeug gelangt mit Hilfe der Streckenpeilung in den Bereich der Landebake, die in einem Umkreis von 30 km vom Flughafen wirksam ist und die es in die Einflugsschneise lotst. In etwa 3 km Abstand vom Flughafen läßt sich das Voreinflugzeichen von der Hafengrenze an das Haupteinflugzeichen abhören, die dem Funker bzw. dem Piloten Anweisung geben, auf einer bestimmten, durch ein elektrisches Feld vorgegebenen Gleitbahn sich dem Boden zu nähern. Die hauptsächlich deutschen Flughäfen und einige ausländische sind bereits mit Blindlandeeinrichtungen versehen.

Die Reichweiten der Flugzeuge sind heute bereits so groß, daß für einen Überlandflugverkehr innerhalb Europas kein ernsthaftes Hindernis mehr besteht. Als einziges großes Entfer-

nungsproblem bleibt noch das des Überseeflugs. Die Wirtschaftlichkeit wird dabei durch die großen erforderlichen Reichweiten sehr ungünstig beeinflusst (siehe Abb. 199). Es ist daher — nach dem gegenwärtigen Stand der Flugtechnik — notwendig, für die Überfahrt nach Amerika bestimmte Stützpunkte heranzuziehen.

Um die Sicherheit des Flugverkehrs zu erhöhen, ist es erforderlich, die sich ereignenden Unfälle statistisch zu erfassen und aus den sich ergebenden Resultaten Lehren für die Zukunft zu ziehen. Die Ursachen eines Unfalles festzustellen ist nun freilich bei Flugzeugen oft nicht ganz leicht, insbesondere wenn mehrere Ursachen zusammenwirken, oder wenn das Flugzeug vollständig zu Bruch geht. Die „Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt“ sammelt indessen seit Jahren alles hierher gehörende Material. Aus den Ergebnissen dieser Untersuchungen<sup>1)</sup> geht hervor, daß der Anteil aller bei Verkehrsflügen gezählten Unfälle nur einen kleinen Anteil aller Flugunfälle ausmacht, und daß die Hauptursachen dieser Unfälle im Versagen des Triebwerkes, in äußeren Einflüssen (Wetter, Nebel usw.) und in Führungsfehlern zu suchen sind. Die statistischen Untersuchungen haben ferner ergeben, daß die Unfälle durch Absturz noch nicht 10%, die Unfälle bei der normalen Landung dagegen fast 40%, die bei Notlandung etwa 30% aller Unfälle ausmachen. Die meisten Unglücksfälle ereignen sich im Winter und Herbst, jedoch zeigt die Unfallkurve auch ein bemerkenswertes Ansteigen in den Monaten Mai bzw. Juni. Als Maß für die Sicherheit im allgemeinen mag gelten, daß von 1000 Verkehrsflügen 998,9 ohne Unfall verlaufen.

Die geographische Gliederung des Personenflugverkehrs, wie sie vor mehreren Jahren in Mitteleuropa bestand, wird durch die Übersichtskarte Abb. 201, die das Streckennetz der Deutschen Lufthansa nach dem Stande vom Sommer 1928 darstellt, veranschaulicht. Die mit Namen bezeichneten Knotenpunkte sind dabei nicht genau in ihrer richtigen gegenseitigen Lage gezeichnet, so daß die Strecken auch nicht in der wahren Länge erscheinen. Es werden nur die bestehenden Luftverbindungen zum Ausdruck gebracht<sup>2)</sup>.

<sup>1)</sup> L. Weitzman, Flugzeug-Unfallstatistik 1930. 246. Bericht der DVL., abgedruckt in Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftsch. 1932, S. 13.

<sup>2)</sup> Jahrbuch für Luftfahrt 1928, München, Richard Pflaum.

Neben dem Personen- und Warenverkehr ist die Beförderung von Postsachen eine der wichtigsten Aufgaben für die wirtschaftliche Verwertung von Flugzeugen. Die größte technische Schwierigkeit besteht hier darin, daß der Postbetrieb nur lohnend wird, wenn man eine sehr große Zahl von Aufnahme- und Abgabestellen vorsieht, daß aber häufige Landung die

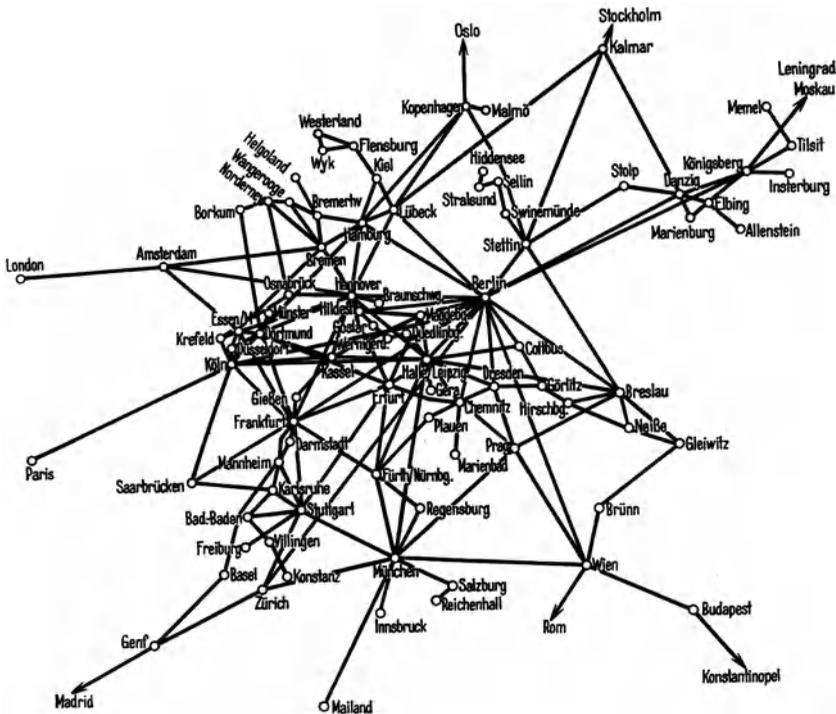


Abb. 201. Streckennetz der Deutschen Lufthansa 1928.

Kosten und die Unsicherheit des Flugbetriebes außerordentlich erhöht. Es ist noch verhältnismäßig leicht, kleinere Postsachmengen über einem Flugplatz abzuwerfen, allein die verschiedentlich ersonnenen Vorkehrungen zur Aufnahme von Postsäcken im Fluge haben sich bisher nicht durchzusetzen vermocht. (Das mechanische Problem besteht darin, der mitzunehmenden Last die Fluggeschwindigkeit zu erteilen, ohne die Stoßbeanspruchung des Flugzeuges zu hoch werden zu lassen.)

Eine kurze Überlegung zeigt, daß die Postbeförderung durch das Flugzeug eine wirtschaftlich gesicherte Zukunft hat. Der Flugpreis Berlin—London beträgt etwa pro Person 150 RM. Die Frachtkosten sind diesem Preis angepaßt. 1 kg Fracht wird also für durchschnittlich 1,50 bis 1,80 RM auf dieser Strecke befördert. Auf ein kg gehen im Durchschnitt 75 Briefe, bei einer Frankierung mit 25 Pfg. könnte die Reichspost für die Beförderung  $0,25 \cdot 75 =$  rund 19 RM zahlen, also mehr als den zehnfachen Tarifpreis. Der Grund für die immer noch unzulängliche Benutzung der Luftposteinrichtung dürfte nicht in den Zuschlägen zu suchen sein, welche die Reichspost für die Luftpostbeförderung fordert, sondern eher darin, daß eine große Zeitersparnis bei der im Vergleich zu den Eisenbahnen geringen täglichen Dichte des Flugverkehrs heute noch nicht zu erreichen ist. Dies gilt nur für den europäischen Luftpostverkehr. Die in den letzten Jahren eingerichteten transkontinentalen und transozeanischen Flugstrecken, z. B. nach Südamerika, Indien, Australien usw., haben eine außerordentliche Verkürzung der Beförderungszeit gebracht.

Über wirtschaftliche Ausnutzung der Flugzeuge außerhalb der eigentlichen Verkehrsaufgaben mögen zum Schluß noch einige Andeutungen gegeben werden. Zum Schutz von Waldungen gegen Zerstörung durch die „Nonne“ hat man mit Erfolg versucht, die Bäume von Flugzeugen aus mit Schutzmitteln zu bestreuen. Auch als Überwachung gegen Ausbruch von Waldbränden sind Flugzeuge in Amerika in Verwendung. Die ausgedehnteste Flugzeugverwendung außerhalb der Verkehrszwecke stellt das Luftbildwesen dar. Zu mannigfachen Zwecken und in verschiedener Weise kann man Lichtbildaufnahmen aus Flugzeugen machen. Zunächst bekommt man sehr anschauliche und übersichtliche Bilder von Einzelgebäuden, Hafen- oder Industrieanlagen usf., durch einfache Aufnahme in schräger Richtung. Die Bilder bieten eine sog. Vogelperspektive, etwa das, was das Auge unmittelbar sehen würde, wenn man an Stelle des wirklichen Gegenstandes ein stark verkleinertes Modell vor sich hinstellte. Auch für wissenschaftliche Zwecke finden solche Luftbildaufnahmen Verwendung. So ist es z. B. in England und Deutschland gelungen, die im Boden abgedrückten Umrißformen einiger römischer Kastelle, welche sich für ein in geringer Höhe

befindliches Auge nicht mehr abheben, durch das Luftbild an den vermuteten Stellen aufzufinden. In vielen Ländern, auch im Deutschen Reich, bestehen heute schon zentrale Organisationen, die sich mit der planmäßigen Herstellung von Luftbildern aller bemerkenswerten Kunst- und Naturdenkmäler befassen. Einen besonderen Zweig bildet dabei die Benutzung von Doppelbildern, sog. Stereoskopaufnahmen, die einen deutlich ausgeprägten räumlichen Eindruck von dem abgebildeten Objekt vermitteln. Weit wichtiger ist aber die Verwertung der Lichtbildaufnahmen für kartographische Zwecke. Nimmt man ein Gelände mit vertikal gestellter optischer Achse auf, so erhält man — bei genügend genauer Linse — schon nahezu einen richtigen Grundriß, also eine „Karte“ des Geländestückes. Dabei erscheinen nicht nur die Umrisse von Wäldern, Wiesen usf., wie sie auf gewöhnlichen Karten verzeichnet sind, sondern — zufolge der verschiedenen Färbung — auch die Grenzen zwischen Laub- und Nadelwald usf. Vollkommene Genauigkeit einer Karte läßt sich erreichen, sobald man das unmittelbare Ergebnis der Aufnahme einer Bearbeitung nach den Regeln der sog. Bildmeßkunst (Photogrammetrie) unterwirft. Für diese „Luftbildmessung“ sind in ausgedehntem Maße die theoretischen und praktischen Verfahren entwickelt und zur Erleichterung der Arbeit geeignete Apparate durchgebildet worden. Alle Kulturländer arbeiten jetzt in vollem Eifer daran, ihre Karten einem Grade der Vollendung zuzuführen, der mit den früheren Mitteln unerreichbar war.

Mit diesen kurzen Andeutungen, die ja über das eigentliche Thema unserer Vorträge, die Flugmechanik, schon etwas hinausgehen, wollen wir hier schließen. Werfen wir noch einmal einen Blick auf das Ganze, so müssen wir uns bewußt werden, überall und immer wieder nur Stückwerk geleistet zu haben. Wie schon oft im Verlaufe der Vorträge hervorgehoben wurde, haben wir überall vieles unterdrückt, was in einer vollständigeren Darstellung nicht fehlen dürfte, immer in dem Bestreben, die wesentlichsten Züge der Erscheinungen hervortreten zu lassen. Man muß, um ein Wort *Baccons* zu gebrauchen, die Natur „zerschneiden“, um sie zu erklären. Indem wir die Stücke, die uns die wichtigsten schienen, einer Betrachtung unterzogen, sind uns nicht nur die übrigen entgangen, sondern

auch das, was an den Schnittstellen liegt, ist größtenteils verloren. Diese Lücken wird vor allem der am unmittelbarsten empfinden, der den Erscheinungen nicht zergliedernd gegenübertritt, sondern sie in ihrer Gesamtheit und Geschlossenheit aufzunehmen gewohnt ist: das ist in unserem Fall der Flieger selbst. Aber wir dürfen dem Satz, daß man die Natur zerstückeln müsse, um sie zu erklären, den andern hinzufügen: Man muß aus dem Stückwerk das Ganze erfassen können, um eine Theorie zu verstehen.

## 50. Einige neuere Flugzeugmuster.

Um einigen Einblick in die Mannigfaltigkeit der Flugzeugbauarten zu gewähren, die heute für die verschiedensten Zwecke Verwendung finden, sind im folgenden neun neuere Flugzeugtypen verschiedener Herkunft im Bilde dargestellt und kurz beschrieben. Überdies geben wir in Zahlentafel 9 eine Zusammenstellung der wichtigsten Hauptabmessungen der dargestellten und einer Reihe von weiteren Flugzeugmustern.

Abb. 202 zeigt einen Schul- und Sporteinsitzer der Firma Focke Wulf A.-G. in Bremen, der sich infolge seiner guten Flugeigenschaften und Leistungen rasch eingeführt hat. Die Hochdeckerbauweise ergibt eine gute Sicht nach unten, die Sicht nach oben ist infolge des tiefen Ausschnittes im Tragflügel ebenfalls gut. Das Hauptfahrwerk besteht aus zwei freitragenden Beinen. Kennzeichnend ist das hochgelegene Höhenleitwerk, das auch in überzogenen Flugzuständen bei Anblasung stark von unten das Seitenleitwerk nicht abschirmt.

Das in Abb. 203 dargestellte viersitzige Reiseflugzeug der Bayerischen Flugzeugwerke ist für den Europarundflug 1934 entwickelt worden. Infolge seiner guten aerodynamischen Form (man achte auf den Übergang zwischen Flügel und Rumpf) hat das Flugzeug je Insasse nur eine schädliche Fläche von  $0,0675 \text{ m}^2$  (vgl. entsprechende Werte für andere Flugzeuge in Zahlentafel 8). Bei Betätigung der Flügelendklappen läßt sich eine kleinste Fluggeschwindigkeit von  $60 \text{ km/Std}$  erreichen, so daß bei der Höchstgeschwindigkeit von  $300 \text{ km/Std}$  das Verhältnis der kleinsten zur größten Fluggeschwindigkeit  $1:5$  beträgt, ein außerordentlich günstiger Wert. Das Flugzeug hat

Verschwindfahrwerk und ist in Ganzmetallbauweise mit tragender Blechhaut für Flügel und Rumpf ausgeführt.

In Abb. 204 ist das von der Firma Heinkel erbaute zur Zeit schnellste Verkehrsflugzeug dargestellt. Es kann sechs Flug-

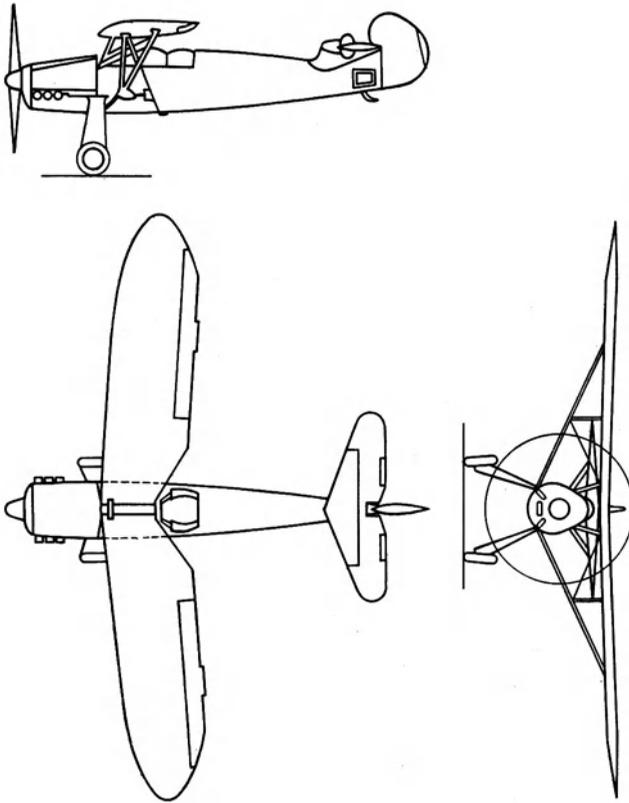


Abb. 202. Sport- und Übungseinsitzer, Focke-Wulf, FW 56.

gäste mit einer Höchstgeschwindigkeit von etwa 350 km/Std befördern. Bemerkenswert ist auch hier der Übergang von Flügel zum Rumpf. Die Flügel entspringen nicht wagrecht aus dem Rumpf, sondern mit einer Neigung nach abwärts und erst in einem Abstand vom Rumpf gehen sie mit einem leichten Knick in die etwas nach oben verlaufende Richtung über. Der

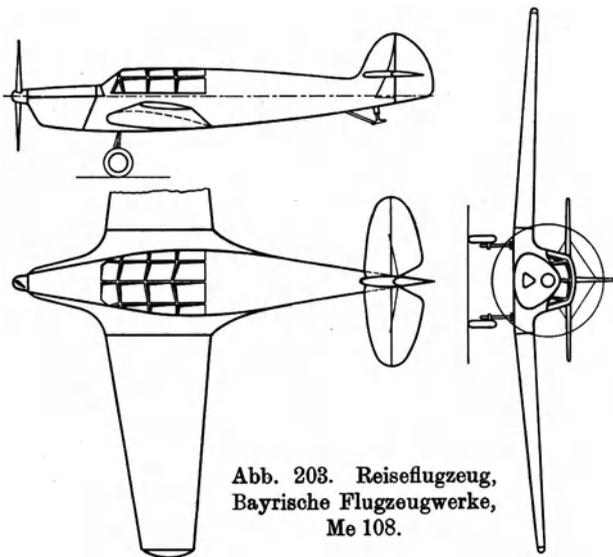


Abb. 203. Reiseflugzeug,  
Bayrische Flugzeugwerke,  
Me 108.

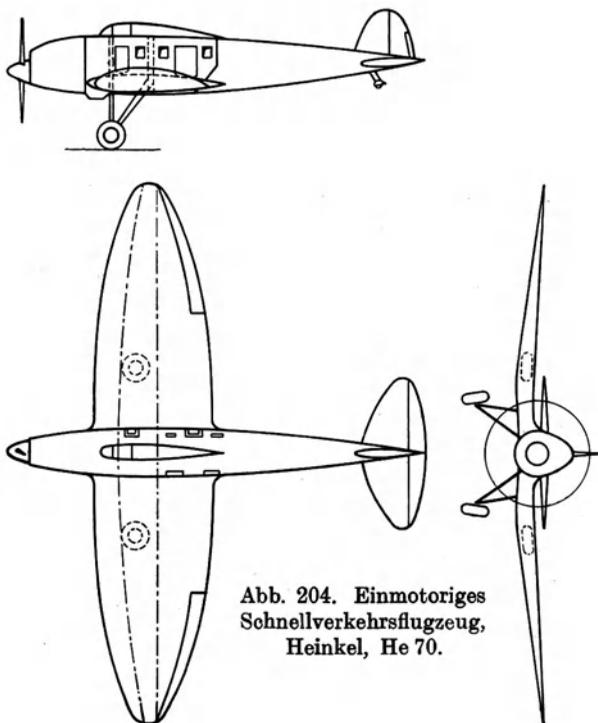


Abb. 204. Einmotoriges  
Schnellverkehrsflugzeug,  
Heinkel, He 70.

sonst auftretende spitze Winkel zwischen Flügelrichtung und Rumpfoberfläche wird dadurch vermieden, was einen günstigen Einfluß auf den schädlichen Widerstand hat (siehe S. 42). Der Rumpf ist Ganzmetallbauart mit tragender Blechhaut, die Flügel Holzbauart, das Fahrwerk ist einziehbar und verschwindet in den Flügeln.

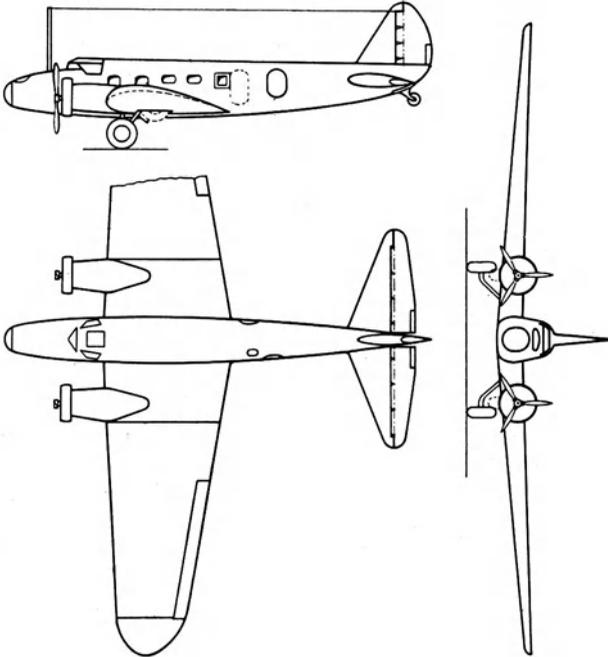
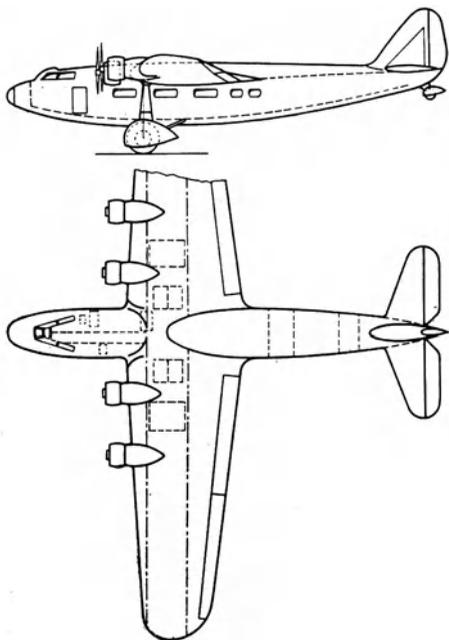


Abb. 205. Zweimotoriges Verkehrsflugzeug, Boeing 247.

Abb. 205 stellt am Beispiel des amerikanischen Flugzeugmusters Boeing 247 eine Bauart dar, die sich für mittelgroße Verkehrsflugzeuge sehr bewährt hat und die man in neuester Zeit auch in Deutschland verwendet. Die beiden Motoren sind in die Flügel eingebaut, die Räder des Hauptfahrwerks unter den Motoren angeordnet, so daß beim Landestoß das Gewicht der Motoren unmittelbar und ohne Beanspruchung anderer Bauteile des Flugzeuges abgefangen wird. Im Fluge werden die Räder in die Motorengondeln eingezogen. Die Sicht vom Führer-

sitz aus, der sich ganz vorn in der Rumpfnase befindet, ist ausgezeichnet. Das Flugzeug ist für die Beförderung von zehn Fluggästen eingerichtet.

Das in Abb. 206 dargestellte viermotorige Verkehrsflugzeug der Firma Fokker in Amsterdam, das 22 Fluggäste befördert, ist ein Beispiel für große Verkehrsflugzeuge, wie sie im trans-



kontinentalen Verkehr (Ostindiendienst) eingesetzt werden. Die Sitze für die beiden Führer und den Funker sind wieder in der lang vorgezogenen Rumpfnase untergebracht. Das Flugzeug ist ein freitragender Hochdecker und zeigt, daß neben der von Junkers in Dessau zuerst eingeführten und jetzt sehr beliebten freitragenden Tiefdeckerbauart auch die Hochdeckerbauart mit Erfolg verwendet wird. Lediglich die Doppeldeckerbauweise wird heute wegen des hohen Widerstandes der Streben und Drähte für große

Abb. 206. Viermotoriges Verkehrsflugzeug, Fokker, F 22.

und schnelle Verkehrs- und Kampfflugzeuge nur selten benutzt.

Als Beispiel eines modernen Hochleistungsflugbootes ist in Abb. 207 das amerikanische Flugboot Martin 130 dargestellt. Der Rumpf ist gekielt und mit einer Stufe versehen. Die vier Motoren sind in die Flügel eingebaut, der obere Tragflügel ist mit dem kleinen unteren Stummelflügel verstrebt. Das Flugboot befördert 46 Fluggäste mit einer Höchstgeschwindigkeit von etwa 280 km/Std. Die sechsköpfige Besatzung ist im vordern Teil des Rumpfes in einer Art Oberdeck untergebracht.

Die schädliche Fläche je Fluggast ist nach Zahlentafel 8 bemerkenswert klein, besonders im Hinblick darauf, daß Flugboote im allgemeinen je Fluggast eine wesentlich größere schädliche Fläche haben als Landflugzeuge. (Das in der Rekordtabelle auf S. 5 erwähnte ebenfalls amerikanische Flugboot Sikorsky S 42 hat eine ähnliche Bauweise wie das Flugboot Martin 130.)

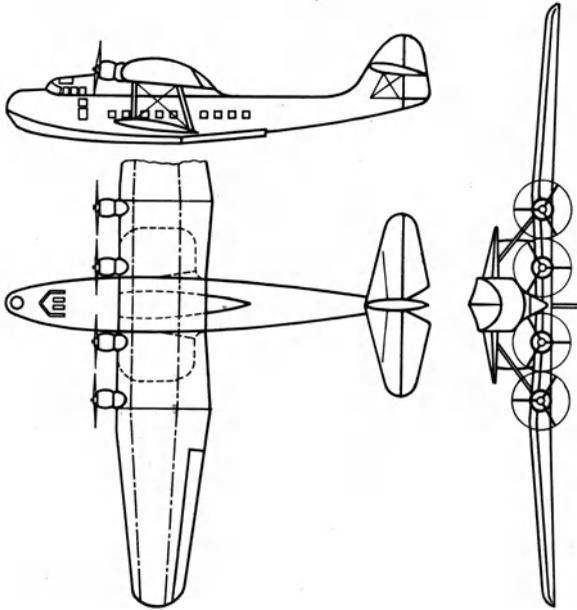


Abb. 207. Flugboot, Martin 130.

Ein Jagdeinsitzer in Doppeldeckerbauweise ist in Abb. 208 dargestellt. Die Doppeldeckerbauweise war in den letzten Jahren für diese Art von Flugzeugen wegen der großen Wendigkeit sehr beliebt. Doch geht man heute immer mehr dazu über, auch kleine Kampfflugzeuge als Hoch- und Tiefdecker nach Möglichkeit freitragend zu bauen, um die Flugleistungen zu verbessern. Der dargestellte Jagdeinsitzer enthält zwei starr eingebaute, durch den Propellerkreis schießende Maschinengewehre und Vorrichtungen zum Abwurf von sechs 10-kg-Bomben.

**Zahlentafel 9.**  
Abmessungen einiger neuerzeitlicher Flugzeuge.

Name, Baumuster Verwendung	Zahl	Motoren		Flächengröße m <sup>2</sup>	Spannweite m	Länge m	Höhe m	Leergewicht kg	Zuladung kg	Gesamtgewicht kg	Flächenbelastung kg/m <sup>2</sup>	Leistungsbelastung kg/PS	Geschwindigkeit km/Std	Gipfelhöhe m
		Baumuster	Gesamt PS											
1 Avro Verkehr	2	Armstrong Siddeley "Cheetah" VI	550	39	17,2	12,9	2,9	2300	1100	3400	87	6,2	282	6500
2 Bayrische Flugzeugwerke Messerschmitt Me 108 Reise	1	Hirth HM 8 U	225	16	10,3	8,0		560	490	1050	66	4,7	300	7000
3 Boeing Verkehr	2	Pratt & Whitney "Wasp" S-1H-1 G	1100	78	22,6	15,7	4,9	3800	1900	5700	78	5,2	290	6000
4 Bucker Jungmann Sport	1	Hirth HM 60 R	80	13,5	7,4	6,6	2,2	385	265	600	44,5	7,5	170	3500
5 Caudron Rennen	1	Renault "Coupe Deutsch"	325	7	6,7	7,3				875	125	2,7	480	
6 Cierva Reise Tragschrauber	1	Armstrong Siddeley "Genet Major"	140	100	11,3	6,0	3,4	600	250	850	8,5	5,9	170	
7 Dornier Verkehr	4	Hispano Suiza Flugboot	1860	209	31,0	25,7	7,8	10000	5000	15000	72	8	215	

8	Dornier Fracht	Do F HD	2	Siemens „Jupiter“	1100	111	28	18,7	5,5	4800	3200	8000	72	7,2	250	4700
9	Doug'as Verkehr	DC-1 TD	2	Wright „Cyclone“	1420	87,5	25,9	18,9		5400	2800	8200	94	5,8	335	7500
10	Fokker Verkehr	F XXII HD	4	Pratt & Whitney „Wasp“	2200	130	30	21	4,6	7900	4850	12750	98	5,8		5000
11	Fokker Langstrecken	F XXXVI HD	4	Wright „Cyclone“	2800	172	33	25	6	9000	7000	16000	93	5,7	280	5000
12	Fokke Wulf Sport	FW 56 HD	1	Argus AS 10 C	240	14	10,5	7,4	2,5	665	320	985	70	4,1	290	6000
13	Heinkel Verkehr	HE 70 TD	1	BMW VI	630	36,5	14,8	11,6		2300	1010	3310	91	5,3	355	7000
14	Junkers Verkehr	Ju 52 TD	3	BMW Hornet	1350	110,5	30	18,9	6,1	5500	3700	9200	83	6,8	270	6500
15	Junkers Verkehr	Ju 160 TD	1	BMW VI	630	36	14,4	11,7		2400	1150	3550	98	5,6	340	6000
16	Martin Verkehr	130 Flugboot	4	Pratt & Whitney „Twin Wasp“	3200	202	39,7	27,6	7,3	11000	12000	23000	107,5	7,2	275	6000
17	Praga Jagd	BH 44 DD	1	Praga ESV	650	23,1	9,2	7,6		1330	510	1840	80	2,8	330	7500
18	P. Z. L. Jagd	P 24 HD	1	Gnôme Rhone	760	18	10,6	7,5				1770	98	2,3	416	10800
19	Savoia Marchetti Verkehr	S 74 HD	4	Piaggio Stella XR	2800	120	30	19,5		8200	5000	13200	110	4,7	325	6000
20	Savoia Marchetti Verkehr	S 73 TD	3	Gnôme Rhone	1800	93	24	17,5		5800	3500	9300	100	5,2	336	7000

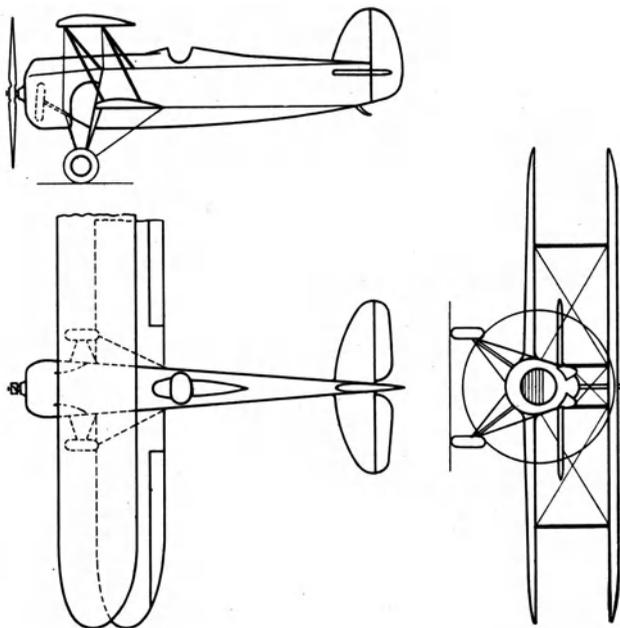


Abb. 208. Jagdeinsitzer Praga BH 44.

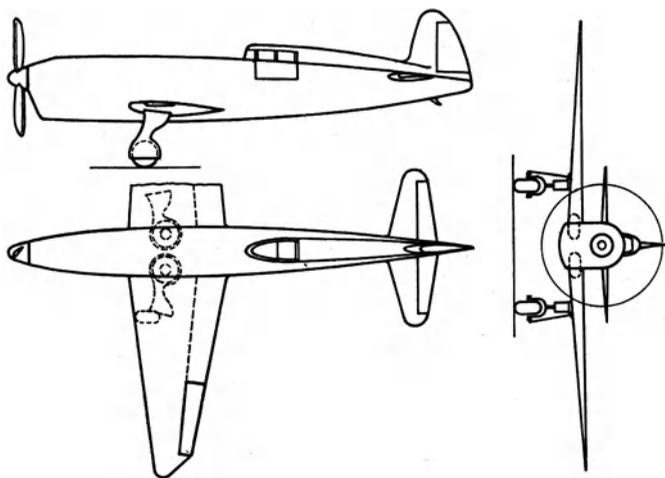


Abb. 209. Rennflugzeug, Caudron, C 460.

Abb. 209 stellt ein französisches Rennflugzeug der Firma Caudron dar. Das einsitzige Flugzeug erreicht mit einem Renault-Motor von 325 PS eine Höchstgeschwindigkeit von 480 km/Std, während der in Abb. 208 dargestellte Jagdeinsitzer mit einem

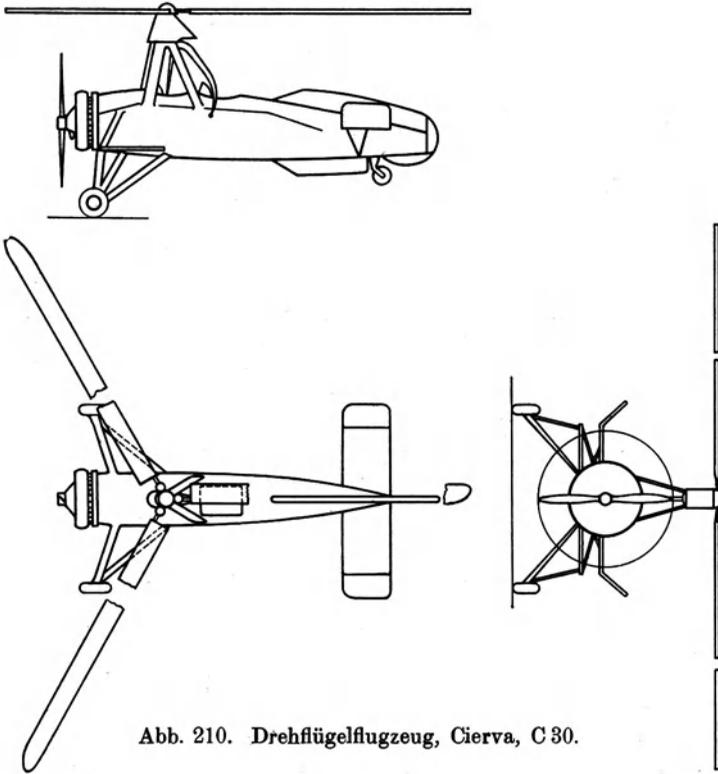


Abb. 210. Drehflügelflugzeug, Cierva, C 30.

Motor von 650 PS nur eine Höchstgeschwindigkeit von 330 km/Std hat. Man sieht aus diesem Vergleich, welchen außerordentlichen Gewinn an Flugleistung man durch Leichtbau (das Muster Caudron 460 ist in Holzbauweise ausgeführt), Raumbeschränkung und gute aerodynamische Durchbildung erzielen kann.

Schließlich zeigt Abb. 210 ein zweisitziges offenes Drehflügelflugzeug der Cierva Autogiro Company in England. Der feste Tragflügel ist im Gegensatz zu früheren Bauweisen bei den neueren Flugzeugmustern in Fortfall gekommen. Die Steue-

rung erfolgt ausschließlich durch Neigung der Tragschraube nach vorn, hinten und nach der Seite. Bemerkenswert ist das weit ausladende Fahrwerk, das notwendig ist, um während des Umlaufes der Tragschraube von 11,30 m Durchmesser am Boden die Standsicherheit des Flugzeuges zu gewährleisten.

Die Zahlentafel 9 gibt eine Übersicht über die Abmessungen und Leistungen der abgebildeten Flugzeuge und einer Reihe weiterer deutscher und ausländischer Bauarten. In der ersten Spalte ist neben dem Namen der Herstellungsfirma und der Handelsbezeichnung der betreffenden Bauart eine kurze Angabe über den Verwendungszweck des Flugzeuges gemacht<sup>1)</sup>, soweit ein solcher feststeht. Hierauf folgen die Angaben über Anzahl, Firma und Nennstärke der eingebauten Motoren. Über die meisten Motoren liefert Zahlentafel 7, S. 158 nähere Auskunft. Die Ziffer der Flächengröße bezieht sich natürlich auf die tragende Fläche der Flügel, wobei die Verwindungsklappen in der Regel nicht mitgerechnet sind. Unter „Spannweite“, „Länge“, „Höhe“ sind jedesmal die größten Abmessungen in den Richtungen der Querachse, Längsachse und Lotachse verstanden. Etwas unsicher und nur mit Vorsicht zu gebrauchen sind die Gewichtsangaben, da keine ganz einheitlichen Gesichtspunkte für die Abgrenzung dessen, was zum „Leergewicht“ gehört, bestehen. Das Gewicht der Besatzung (einschl. des Führers) und das der Betriebsmittel, Benzin und Öl (einschl. des im Motorgehäuse befindlichen Ölvorrates) zählt jedenfalls zur „Zuladung“. Die Zahlen der Flächen- und Leistungsbelastung sind aus dem Gesamtgewicht unter Zugrundelegung der angegebenen Flächengröße und Nennleistung gerechnet. Man erkennt, daß Flächenbelastung und Leistungsbelastung nur in verhältnismäßig engen Grenzen schwanken, die erstere zwischen 45,5 und 125 kg/m<sup>2</sup>, die letztere zwischen 2,7 und 7,5 kg/PS, während die Gesamtmotorstärke zwischen 80 und 3200 PS, das Gesamtgewicht zwischen 0,60 und 23 t, die Tragflächengröße zwischen 7 und 202 m<sup>2</sup> liegen. Die in den letzten beiden Spalten stehenden Zahlen über Fluggeschwindigkeit und Gipfelhöhe sind mehr oder weniger unsichere Schätzwerte, die den Mitteilungen der Firmen entstammen.

---

<sup>1)</sup> Eine ganze Reihe von Flugzeugmustern, die hier als Verkehrsmaschinen aufgeführt sind, werden mit entsprechend anderer Ausrüstung auch für militärische Zwecke als Kampfmehrsitzer verwendet.

## Zusammenstellung der wichtigsten Bezeichnungen.

In folgendem sind die Bedeutungen der wichtigsten im Text verwendeten Bezeichnungen und die Dimensionen der bezeichneten Größen angegeben. Die vierte Spalte enthält formelmäßige Definitionen der Zeichen und die Zahlen der fünften Spalte weisen auf den Abschnitt hin, in welchem die betreffende Bezeichnung zuerst eingeführt wurde.

Zeichen	Bedeutung	Dimension	Zusammenhänge	Abchnitt
$\gamma$	Raumgewicht der Luft	kg/m <sup>3</sup>		2
$g$	Erdbeschleunigung	m/sek <sup>2</sup>		2
$\rho$	Luftdichte	kg sek <sup>2</sup> /m <sup>4</sup>	$\rho = \gamma/g$	2
$v$	Strömungsgeschwindigkeit oder Flugeschwindigkeit	m/sek km/Std	$v \text{ km/Std} = 3,6 v \text{ m/sek}$	3
$q$	Staudruck	kg/m <sup>2</sup>	$q = \rho v^2/2$	3
$F$	Ansichtsfläche	m <sup>2</sup>		4
$W$	Luftwiderstand=Luftkraft in Strömungsrichtung	kg		4
$c_w$	Widerstandsbeiwert	—	$c_w = W/Fq$	4
$\alpha$	Zähigkeitsbeiwert	kg sek/m <sup>2</sup>		4
$l$	Linearabmessung	m		4
$R$	Reynoldasche Kennzahl	—	$R = v l \rho/\alpha$	4
$f$	Schädliche Fläche	m <sup>2</sup>	$f = c_w F/1,3$	4
$F$	Tragflächengröße	m <sup>2</sup>		6
$A$	Auftrieb=Luftkraft senkrecht zur Strömungsrichtung	kg		6

Zeichen	Bedeutung	Dimension	Zusammenhänge	Abchnitt
$c_a$	Auftriebsbeiwert	—	$c_a = A/Fq$	6
$\varepsilon$	Gleitzahl	—	$\varepsilon = c_r/c_a$	6
$\alpha$	Profilanstellwinkel	o		6
$b$	Tragflächen- spannweite	m		8
$W_i$	Induzierter Widerstand	kg		8
$c_{ni}$	Beiwert des induzierten Widerstandes	—	$c_{ni} = W_i/Fq = \frac{1}{\pi} \frac{c_a^2}{b^2/F}$	8
$Z$	Zugkraft	kg		10
$G$	Fluggewicht	kg		10
$L$	Zugleistung	PS	$L = Zv/75$	10
$U$	Umfangsgeschwindigkeit der Luftschraube	m/sek		15
$D$	Schraubendurchmesser	m		15
$h$	Steigung der Luftschraube	m	$h \approx \pi Dv/U$	15
$S$	Schraubenschub	kg		16
$k_s$	Schubbeiwert der Luftschraube	—	$k_s = S/Fq \frac{U^2}{2}$	16
$M$	Schraubendrehmoment	m kg		16
$k_d$	Drehmomentenbeiwert der Luftschraube	—	$k_d = M/F \frac{D}{2} q \frac{U^2}{2}$	16
$\eta$	Luftschrauben- wirkungsgrad	—	$\eta = \frac{k_s}{k_d} \frac{v}{U}$	16
$n$	Luftschraubendrehzahl	/Min	$n = 19,1 \frac{U}{D}$	16
$\varrho_0$	Luftdichte in Bodennähe	kg sek <sup>2</sup> /m <sup>4</sup>	$\varrho_0 = 0,125$	16
$D_{opt}$	Günstigster Schraubendurchmesser	m	$D_{opt} = 28 \sqrt[4]{\frac{S}{n^2} \frac{\varrho_0}{q}}$	16
$N$	Motorleistung	PS	1 PS = 75 m kg/sek	19
$V$	Hubvolumen des Motors	Liter		19
$p$	Mitteldruck des Motors	kg/cm <sup>2</sup>	$p = \frac{900 N}{Vn}$	19
$M$	Motordrehmoment	m kg	$M = 716 N/n$ $= 0,795 p V$	19

# Namen- und Sachverzeichnis.

(Die Zahlen bedeuten Seitenzahlen.)

Abflug vom Land 268.  
— vom Wasser 275.  
Ablösung der Strömung 28.  
Absaugen der Grenzschicht 39.  
Absolute Temperatur 12.  
Abfangen 83, 84, 85.  
Ähnlichkeitsgesetz 34.  
Anderthalbdecker 80.  
Anlasser 171.  
Anlaufstrecke, Verringerung der 274.  
— für verschiedene Flächen-  
belastung 275.  
Ansaugventil 169.  
Anstellwinkel 46 ff., 87.  
Arbeitshub 134, 135.  
Arbeitsfähigkeit einer Feder 281.  
Aufholen an Touren 181.  
Auftrieb der Tragfläche 47 ff., 73.  
Auftriebsbeiwert 204.  
Aufwand, wirtschaftlicher 308.  
Aufwind 97.  
—, thermischer 99.  
— durch Reibung 100.  
Aufziehen bei Landung 278.  
Ausbalancierung, statische 128.  
—, dynamische 128.  
Ausdehnungskoeffizient der Luft  
12.  
Auslauf 278.  
Auspuff 134, 135.  
Auspuffventil 169.  
Auswahl der Luftschraube 199 ff.  
Auswuchtung 128.

Barogramm 10.  
Barograph 11.  
Barometer 8.  
Bayrische Flugzeugwerke 326.  
Beiwert des Auftriebes 51, 55, 56 ff.  
— des Luftwiderstandes 51, 55.  
— der Luftschrauben-Zugkraft 119,  
121.

v. Mises-Hohenemser, Fluglehre. 5. Aufl.

Beiwert des Luftschraubendreh-  
momentes 121.  
Benzin 131.  
Benzin-Luftverhältnis 169, 170.  
Benzol 131.  
Bernoullische Gleichung 24.  
Beschleunigung, Definition 21.  
Besetzungsfaktor 315.  
Betz 31, 76.  
Blériot 2.  
Blindlandung 319.  
Boeing 327.  
Böenbeanspruchung 84.  
Bremsse, elektrische 142.  
—, hydraulische 143.  
Bremslinie 141, 145.  
Bruchprobe 86.  
Bryan, G. 6.

Caudron 332.  
Chanute, O. 1.  
Cierva, de la 289.

Dämpfungsfläche s. Höhenflosse.  
Dechamps, H. 176.  
Defant, A. 15.  
Diehl, S. 125.  
Diemer, F. Z. 274.  
Dieselmotor 176 ff.  
Doppeldecker 77.  
Doppelkranz-Stermmotor 157.  
Dornier 81.  
Drehflügelflugzeug 286 ff.  
Drehmoment der Luftschraube 109,  
119.  
— des Motors 136.  
Drosselklappe 170.  
Drosselung des Motors 185.  
Druckmittel 53, 240.  
Druckverlauf im Motor 134.  
Druckverteilung auf einer Trag-  
fläche 48.

Druckwiderstand 29 ff.  
 Dunne 225.  
 Durand 51.  
 Durchflußgeschwindigkeit 292.  
  
 Eiffel, G. 39, 41, 55.  
 Eigengeschwindigkeit 217.  
 Eindecker im Vergleich zu Doppel-  
 decker 77.  
 —, verspannter 77.  
 Einkranz-Sternmotor 157.  
 Einlaßventil 169.  
 Einstieler 80.  
 Entflammung 172.  
 Entlastung der Steuerung 230.  
 Erforderliche Zugkraft 87, 182.  
 Etrich, Igo 2.  
 Euler, August 2.  
 Expansion 134.  
 Explosion 134.  
  
 Fahrgestell 262.  
 Farmant 2.  
 Ferber, Hptm. 2, 6.  
 Flächenbelastung der Luftschaube  
 128, 196.  
 — der Tragfläche 54.  
 — bei Segelflugzeugen 104.  
 — Einfluß auf die Waagrechtge-  
 schwindigkeit 199.  
 Fliegen aus eigener Kraft 92.  
 Fliehkraft 238.  
 —, Moment 128.  
 Flossen 220, 231.  
 Flug, sparsamster 308, 310.  
 Flugbahn, rascheste 300.  
 — durch verschiedene Windgebiete  
 306.  
 Flugboot 267.  
 — -Amphibium 267.  
 Flügelendklappen 62.  
 Flugdauer 298.  
 — für Hin- und Rückflug 219.  
 — für Kreisbahn 298.  
 Fluggeschwindigkeit 217, 346.  
 Flugkostenberechnung 311, 317.  
 Fokker 81.  
 Fokke-Wulf 325.  
 Fortschrittsgrad der Luftschaube  
 120 ff., 126.  
 — der Tragschaube 293.  
 Froudesche Zahl 276.  
 Frühzündung 165.

Fuchs, R. und Hopf, L. und Seewald  
 F. H. 39.  
 — und Schmidt, W. 61.  
 Funkpeilung 297.  
  
 Gaskonstante 8.  
 Gebläse 150.  
 Geschwindigkeit, reduzierte s. Rey-  
 noldssche Zahl.  
 — in Abhängigkeit vom Schwim-  
 merwiderstand 277.  
 — kleinste des Waagerechtfuges 187.  
 Geschwindigkeitsberechnung 87.  
 Geschwindigkeitsgefälle 32.  
 Geschwindigkeitskreis 218, 346.  
 Geschwindigkeitsmessung 21.  
 Geschwindigkeitspropeller 200.  
 Gipfelhöhe 193, 200, 206, 207, 208.  
 Glauert 51, 114.  
 Gleitflug 90 ff., 188.  
 Gleitlandung 279.  
 Gleitschuhkolben 165.  
 Gleitzahl 47, 53.  
 Gnömomotor 2, 139.  
 Göttinger Versuchsanstalt 6, 31,  
 39, 55, 76.  
 Grenzschrift 29 ff., 64, 66.  
 Gries, H. van 87.  
 Groenhoff, G. 103.  
 Großflugzeug 235.  
 Gymnich, A. 107.  
  
 Handley-Page 63.  
 Hangwind 98.  
 Heinkel 326.  
 Heißkühlung 175.  
 Heizwert des Benzins 132.  
 Hertel, H. 230.  
 Hilfsflügel 63.  
 Hilfsschwimmer 267.  
 Hirth, H. 3.  
 Höhenflosse 248 ff., 252.  
 Höhenflug 145, 189.  
 —, Einfluß auf den Motor 188.  
 Höhenleitwerk 222 ff.  
 Höhenmessung 11.  
 Höhenmotor 141, 147.  
 Höhenruder 222, 226, 230, 232.  
 Höhenschaubild 10, 17 ff.  
 Höhenschreiber 10.  
 Hoff, W. 87.  
 Holme der Tragfläche 77, 81.  
 Holzapfel, A. 277.  
 Hopf, L. 34.

- Hopf, L. und Fuchs, R. 39.  
 Horizontalgeschwindigkeit 184.  
 —, kleinste 185.  
 Hubraum 135, 161.  
 Hubraumleistung 161.  
 Hub und Bohrung 162.  
 Hubschraube 287.  
  
 Ideales Gas 8.  
 Impulssatz 26, 49, 50.  
 Impulsübertragung 284.  
 Indikator 136.  
 Innensteuerung 228.  
 Innenverspannung 77.  
 Inversionsgrenze 15.  
  
 Joukowski 7, 51.  
 Junkers 81, 179.  
  
 Kabel 37, 77.  
 —, Luftwiderstand 40.  
 Kamm, W. 150.  
 Kastenholm 81.  
 Katapult 262.  
 Kennwert 38, 40.  
 Klemperer 102.  
 Kolben 133, 162 ff.  
 Kolbenkraft 138.  
 Kolbenspiel 164.  
 Kolbenschlag 164.  
 Kompaßkurs 292.  
 Kompression 134.  
 Kompressor, Abgas-Turbo 148, 152.  
 Konkurrenzfähigkeit des Flugzeugs 318.  
 Konstruktionshöhe 77.  
 Kopflastigkeit 247.  
 Koyemann, A. 314.  
 Kreisrohr 36.  
 Kreß, W. 77.  
 Kreuzkopfkolben 166.  
 Kronfeld 103.  
 Kröpfung der Kurbelwelle 154.  
 Kugel, Luftwiderstand 40.  
 Kühler 41, 153.  
 Kühlung 152, 173.  
 Kurbelgetriebe 166, 167.  
 Kurs bei veränderlichem Wind 301 ff.  
 Kursbestimmung 297.  
 Kurvenflug 236, 300.  
 Kutta, E. 51.  
 Kutzbach, K. 176.  
  
 Lachmann 63.  
 Lanchester, F. W. 28.  
 Landung 262 ff., 277.  
 — im Seegang 285.  
 Landungsstoß 280, 283.  
 — bei Wasserlandung 285.  
 Langsdorff, W. v. 107.  
 Längsstabilität 250 ff.  
 Last, sichere 83.  
 Lastverteilung 76.  
 Leergewicht 313.  
 Leerlaufleistung 151.  
 Leistung der Luftschaube 110.  
 — des Motors 136.  
 Leistungsbelastung 208 ff.  
 Leitwerk 221.  
 Lilienthal, Otto 1, 6, 55, 101.  
 Luftbildwesen 322.  
 Luftdichte 19.  
 —, Einfluß auf den Flug 190.  
 —, Einfluß auf den Motor 145.  
 Luftdruck 7 ff.  
 Luftkanal 53, 276.  
 Luftkräfte 28, 45 ff., 242, 251.  
 Luftschiffkörper 39.  
 Luftschaube 107 ff.  
 —, Analogie mit Tragfläche 108.  
 —, Auswahl 199 ff.  
 —, Drehmoment 117, 118.  
 —, Herstellung, Prüfung 127.  
 —, Leistung, Wirkungsgrad 110, 115, 117.  
 —, Schlüpfung 126.  
 —, verstellbares Blatt 126.  
 —, Zugkraft, Widerstand 117.  
 Luftschaubenelement 109.  
 Luftverkehr, Karte 321.  
 Luftwiderstand 27 ff.  
 Luftwiderstandsformel 30.  
 Luftwiderstand verschiedener Körper 35, 40.  
  
 Madelung, G. 105.  
 Magnet 172.  
 Martin 316, 329.  
 Mathias, G. 277.  
 Mehrmotorenflugzeug 234, 309.  
 Meißner, W. 18.  
 Mercedes-Vergaser 170.  
 Metallflugzeuge 81.  
 Michael, F. 264.  
 Mindestflugpreis 315 ff.  
 Mises, R. v. 18, 34, 51, 95, 244, 297.  
 Mitteldruck 139, 161.

- Modellregel 276.  
 Momentenausgleich 248.  
 Motor 131 ff., 179.  
 —, Doppelkranz-Stern 157.  
 —, Einkranz-Stern 157.  
 —, Reihen- 154, 155.  
 —, Stern- 157.  
 —, V.W.X.- 155, 156.  
 Motorausfall 234.  
 Motorbremse 142.  
 Motorlandung 278.  
 Motorleistung 139, 144.  
 —, Einfluß der Höhe 145, 191.  
 — Einfluß der Witterung 144.  
 — bei Vorverdichtung 151.  
 Motorloser Flug 92.  
 Motorteile 154, 162.  
  
 Nachtbefuerung 319.  
 Navigation 297.  
 Nennleistung 160.  
 Newton 32.  
 Nieuport 80.  
 Normaltag 16.  
 Normalort 16.  
 Nurflügelflugzeug 244.  
 Nutzwiecht, Verh. z. totem Gew. 311.  
  
 Öligkeit 176.  
 Ölverbrauch 175.  
 Ovalrohr 36, 40.  
  
 Parabeln des induz. Widerstands 74.  
 Pénaud, A. 1, 6.  
 Pfeilstellung 254.  
 Photogrammetrie 323.  
 Pleines, W. 62, 65.  
 Polardiagramm 56.  
 Popper-Lynkeus 2.  
 Postbeförderung 321.  
 Prandtl, L. 5, 6, 29, 30, 55, 76.  
 Profile, druckpunktfeste 244.  
 — der Luftschaube 127.  
 — der Tragfläche 55 ff., 210.  
 Profilwiderstand 75.  
 Pröll, R. 274.  
 Propeller s. Luftschaube.  
  
 Querruder 222, 256.  
 Querstabilität 254.  
 Querverspannung 77.  
  
 Raschester Flugweg 304.  
 Rateau-Vorverdichter 149.  
  
 Raumgewicht der Luft 11 ff.  
 — des Benzins 132.  
 Rauminhalt der Zylinder 136 ff.  
 Reibungswiderstand 38.  
 Reichweite 315, 319.  
 Reihemotor 155.  
 Relativgeschwindigkeit 217.  
 Reynolds, Osborne 34.  
 —, Ähnlichkeitsgesetz für Kugel 34.  
 —, Zahl 33 ff., 276.  
 Rhön-Wettbewerb 102, 104.  
 Ricardo 176.  
 Rippen der Tragflächen 78.  
 — des Zylinders 163.  
 Rohrbach 81.  
 —, Flugbootmodelle 277.  
 Ruder 220 ff., 226.  
 Rücktrieb 47.  
  
 Santos-Dumont 2.  
 Sauerstoffgehalt der Luft 150.  
 Saughub 134.  
 Saugventil 169.  
 Schädliche Fläche 40, 42, 44, 88.  
 Schlitzflügelmechanismus 62.  
 Schlüpfung 136.  
 Schmidt, H. 51.  
 —, W. s. Fuchs, R.  
 Schmierung 175.  
 Schraubenlinie 112.  
 Schrenk, O. 66, 293.  
 Schubkräfte 32.  
 Schubstange 154.  
 Schubwert der Luftschaube 109, 120 ff.  
 Schwanzkufe 263.  
 Schwanzlastigkeit 247.  
 Schwanzloses Flugzeug 226.  
 Schwebearbeit 95.  
 Schweröl 177, 178.  
 Schwerpunkt 240 ff.  
 Schwimmer 154, 276.  
 Schwimmkörper 266.  
 Schwingungsversuch 233.  
 Seewald, F. 39, 277.  
 Segelflug, dynamischer 96.  
 —, statischer 96.  
 Segelflugbahn 99.  
 Segelflugrekorde 104.  
 Segelflugzeuge 104 ff.  
 Seitenflosse 221.  
 Seitenleitwerk 221.  
 Seitenruder 221, 234, 236, 239.

- Seitensteuer, Abschirmung durch Höhensteuer 236.  
 Seitenverhältnis des Flügels 68ff., 75, 104, 210.  
 Sicherheitsgrad 83.  
 Sinkbewegung 186 ff.  
 Skelettlinie 57,  
 Slip 126.  
 Spannweite, Verhältnis zur Tiefe 68.  
 — bei Segelflugzeugen 103.  
 Sperry-Messenger 265.  
 Sporn 263.  
 Sporndruck 265.  
 Spornkufe, drehbare 264.  
 Stabilisierung 220ff.  
 Stabilität 220ff., 224.  
 —, statische und dynamische 254.  
 Staffelung der Querschnitte 38, 78.  
 Stationärer Zustand 220.  
 Statische Berechnung 78.  
 Staudruck 19ff.  
 Staugerät 21.  
 Staupunkt 23.  
 Steiggeschwindigkeit 186, 188, 200, 205, 215, 218.  
 Steigpropeller 200.  
 Steigreserve 189.  
 Steigungswinkel 111ff.  
 Steigzeit 200, 207.  
 Steuerkraftmoment 232.  
 Steuerung des Flugzeugs 220ff., 226.  
 —, Gesamtbild 226.  
 — des Motors 168.  
 Steuerungskräfte 231ff.  
 Steuerungskräfte, Maximale 230.  
 Stiele 36, 77, 82.  
 Stirnfläche 28.  
 Stirnkabel 80.  
 Stoppdreieck 218.  
 Stoßaufnahme 280, 281.  
 Stoßstange 169.  
 Stratosphäre 14.  
 Stromfaden 20, 25.  
 Stromlinienkörper 28.  
 Stromschichten 32.  
 Strömung um eine Kugel 30.  
 Stufe der Schwimmkörper 276.  
 Sturzflug 84.  
 Tangentialdruck 167.  
 Tangentialspannungen 32.  
 Taube 2.  
 Teichmann s. Thalau.  
 Temperatur, absolute 13.  
 Temperaturgradient 7, 15.  
 Temperaturinversion s. Temperaturumkehr.  
 Temperaturumkehr 15.  
 Thalau u. Teichmann 86.  
 Tiefenkreuzkabel 77.  
 Totraum der Strömung 30.  
 — des Zylinders 135.  
 Tourenzähler, Fliegen nach 181.  
 Tragfläche 44ff.  
 —, Aufbau 57ff.  
 —, Auftrieb, Rücktrieb 50.  
 —, Grundriß 68.  
 —, Material 67.  
 —, Profil 55ff.  
 —, Zusammenwirken mit Luftschraube und Motor 179ff.  
 Tragkraft, Abnahme 69.  
 Tragschraube 287, 289ff.  
 Tragwerk 57.  
 Trägheitsmoment 233.  
 Trägheitsradius 233.  
 Transozeanflugverkehr 320.  
 Triebwerk 267.  
 Trimmwinkel 276.  
 Tropfenrohre 40.  
 Troposphäre 14.  
 Trudelbewegung 259.  
 Turbulenz 39.  
 Überbemessung 147.  
 Übersetzung der Steuerung 229.  
 Überverdichteter Motor 147.  
 Überzogener Flug 188.  
 Umfangsgeschwindigkeit 111.  
 Umkehrung der Steuerwirkung 186ff.  
 Umlaufmotor 139.  
 Umlaufzahl des Motors 141ff.  
 Ventile 168ff.  
 Ventilkopf 154.  
 Verbrennungsvorgang 133.  
 Verbrennungszylinder 133.  
 Verbundwirkung 81.  
 Verdichtungsgrad 134, 135.  
 Vergaser 154, 169, 170.  
 Verkehrsflüge 320, 321.  
 Verkehrsflugzeuge 316ff., 325.  
 Verölen 175.  
 Versuchsanstalt für Luftfahrt 83, 230.  
 Verteilung der Lasten 313.  
 Verwindung s. Querruder und Quersteuerung.

- V-Form des Motors 155.  
 — der Tragfläche 257.  
 Viertakt 133.  
 Voisin 2.  
 Vollanddruckhöhe 150.  
 Vorverdichter 145, 146.
- W-Form des Motors** 155.  
 Waagrechtflug 86ff., 184.  
 Wanderung des Druckmittels 53,  
 57, 250.  
 Wasserflugzeug 266.  
 —, Rekorde, 5.  
 Weidinger, H. 175.  
 Weitzmann, L. 320.  
 Wellner, G. 2.  
 Weltrekorde 4ff.  
 Wels, H. 2.  
 Wheatley, J. B. 291.  
 Widerstand, induzierter 72ff.  
 Widerstandsbeiwert 204.  
 Widerstandskraftmoment der Luft-  
 schraube 109, 118, 119.  
 Wieselsberger, C. 31.  
 Wind, Einfluß auf Geschwindigkeit  
 217.  
 Windmühlenflugzeug s. Drehflügel-  
 flugzeug.  
 Windversetzung 217.  
 Wirbelkette 71.  
 Wirbelpaar 71.  
 Wirkungsgrad der Luftschraube  
 110ff., 115, 122.
- Wirkungsweise des Motors 131ff.  
 Wirtschaftlichkeit des Flugverkehrs  
 307, 314.  
 Wirtschaftlichkeit und Größe 312.  
 Wright, Brüder 1, 256.
- X-Form des Motors** 155.
- Zähigkeit der Luft 33.  
 Zähigkeitszahl 32.  
 Zelle 77, 86.  
 —, kabellose 81.  
 Zermelo, E. 302.  
 Ziehen des Flugzeugs 256.  
 Zirkulation der Luft 60ff., 64.  
 Zugkraft der Luftschraube 107ff.,  
 110.  
 —, erforderliche 110.  
 —, verfügbare 110.  
 Zugkraftlinien 185.  
 — bei erhöhter Belastung 195.  
 — bei erhöhter Flächenbelastung  
 184.  
 — für Höhenflug 196.  
 Zündung 171, 172.  
 Zündkerze 172.  
 Zusatzbewegung 51.  
 Zustandsgleichung 8, 13.  
 Zylinder 133, 162ff.  
 Zylinderbaustoff 163.  
 Zylinderinhalt 136.  
 Zylinderkopf 135.  
 Zylindermantel 163.

**Aerodynamic Theory.** A General Review of Progress. Under a Grant of the Guggenheim Fund for the Promotion of Aeronautics. In six volumes. Editor-in-Chief: Prof. William Frederick Durand, Stanford University, Calif.

*(Jeder Band ist einzeln käuflich.)*

Volume I: **Mathematical Aids. Fluid Mechanics, Part I.** By W. F. Durand. — **Fluid Mechanics, Part II.** By Max M. Munk. — **Historical Sketch.** By R. Giacomelli and E. Pistolesi. With 151 Figures. XV, 398 Pages. 1934. Gebunden RM 28.—

Volume II: **General Aerodynamic Theory. Perfect Fluids.** By Th. von Kármán and J. M. Burgers. With 113 Figures and 4 Plates. XV, 367 Pages. 1935. Gebunden RM 28.—

Volume III: **The Theory of Single Bubbling.** By C. Witoszyński and M. J. Thompson. — **The Mechanics of Viscous Fluids.** By L. Prandtl. — **The Mechanics of Compressible Fluids.** By G. I. Taylor and J. W. Maccoll. — **Experimental Methods. Wind Tunnels.** By A. Toussaint and E. Jacobs. With 167 Figures and 6 Plates. XIV, 354 Pages. 1935. Gebunden RM 28.—

Volume IV: **Applied Airfoil Theory.** By A. Betz. — **Airplane Body (Non-Lifting System). Drag and Influence on Lifting System.** By C. Wieselsberger. — **Airplane Propellers.** By H. Glauert. — **Influence of the Propeller on other Parts of the Airplane Structure.** By C. Konig. With 321 Figures. XVI, 434 Pages. 1935. Geb. RM 34.—

Volume V: **Dynamics of the Airplane.** By B. M. Jones. — **Airplane Performance.** By L. V. Kerber. With 133 Figures. XVIII, 347 Pages. 1935. Gebunden RM 28.—

Volume VI: **Airplane as a Whole.** By W. F. Durand. — **Aerodynamics of Airships.** By M. M. Munk. — **Performance of Airships.** By K. Arnstein and W. Klemperer. — **Hydrodynamics of Boats and Floats.** By E. G. Barrillon. — **Aerodynamics of Cooling.** By H. L. Dryden. With 127 Figures and 2 Plates. XIV, 286 Pages. 1936. Gebunden RM 28.—

---

**Aerodynamik.** Von Professor Dr. R. Fuchs, Berlin, Professor Dr. L. Hopf, Aachen, und Dr. Fr. Seewald, Berlin-Adlershof. Zweite, völlig neubearbeitete und ergänzte Auflage der „Aerodynamik“ von R. Fuchs und L. Hopf. In drei Bänden.

Erster Band: **Mechanik des Flugzeugs.** Von L. Hopf. Unter teilweiser Mitwirkung von S. del Proposto. Mit 268 Textabbildungen. VIII, 339 Seiten. 1934. Gebunden RM 30.—

Zweiter Band: **Theorie der Luftkräfte.** Von R. Fuchs. Mit 224 Abbildungen im Text und in einem Anhang. VIII, 310 und 24 Seiten Anhang. 1935. Gebunden RM 30.—

Dritter Band: **Luftschrauben.** Von Dr. Fr. Seewald. In Vorbereitung.

**Aufgaben aus der Flugzeugstatik.** Im Auftrage der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof, herausgegeben von Professor Dr.-Ing. K. Thalau, Berlin, und Dr.-Ing. A. Teichmann, Berlin. Mit 90 Einzelaufgaben, 106 Tabellen und 291 Textabbildungen. XI, 345 Seiten. 1933. RM 26.50; gebunden RM 28.—

---

**Die Grundlagen der Tragflügel- und Luftschraubentheorie.** Von H. Glauert, M.A., Fellow of Trinity College, Cambridge. Übersetzt von Dipl.-Ing. H. Holl, Danzig. Mit 115 Textabbildungen. VI, 202 Seiten. 1929. RM 11.47; gebunden RM 12.37

---

**Hydro- und Aeromechanik** nach Vorlesungen von L. Prandtl. Von Dr. phil. O. Tietjens, Mitarbeiter am Forschungs-Institut der Westinghouse Electric and Manufacturing Co., Pittsburgh Pa., U.S.A. Mit einem Geleitwort von Professor Dr. L. Prandtl, Direktor des Kaiser Wilhelm-Institutes für Strömungsforschung in Göttingen.  
Erster Band: **Gleichgewicht und reibungslose Bewegung.** Mit 178 Textabbildungen. VIII, 238 Seiten. 1929. Gebunden RM 13.50  
Zweiter Band: **Bewegung reibender Flüssigkeiten und technische Anwendungen.** Mit 237 Textabbildungen und 28 Tafeln. VIII, 299 Seiten. 1931. Gebunden RM 23.—

---

**Vorträge aus dem Gebiete der Aerodynamik und verwandten Gebieten** (Aachen 1929). Herausgegeben von A. Gilles, L. Hopf, Th. v. Kármán. Mit 137 Abbildungen im Text. IV, 221 Seiten. 1930. RM 16.65; gebunden RM 18.—

---

**Vorträge aus dem Gebiete der Hydro- und Aerodynamik** (Innsbruck 1922). Herausgegeben von Professor Th. v. Kármán, Aachen, und Professor T. Levi-Civita, Rom. Mit 98 Abbildungen im Text. IV, 251 Seiten. 1924. RM 16.20

---

**Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik** (Flüssigkeit mit kleiner Reibung; Tragflügeltheorie, I und II. Mitteilung; Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust). Von L. Prandtl und A. Betz. Neudruck aus den Verhandlungen des III. Internationalen Mathematiker-Kongresses zu Heidelberg und aus den Nachrichten der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen. Mit einer Literaturübersicht als Anhang. IV, 100 Seiten. 1927. RM 3.60

---

**Einführung in die technische Strömungslehre.** Von Dr.-Ing. Bruno Eck, Leiter des Strömungslaboratoriums der höheren technischen Staatslehranstalten in Köln.  
Erster Band: **Theoretische Grundlagen.** Mit 155 Abbildungen. VI, 134 Seiten. 1935. RM 6.60; gebunden RM 7.80  
Zweiter Band: **Strömungstechnisches Praktikum.** Mit 140 Abbildungen. VI, 96 Seiten. 1936. RM 5.70; gebunden RM 6.90

---

---