

Flugzeugbaukunde

Eine Einführung in die Flugtechnik

Von

Dr.-Ing. H. G. Bader

Mit 94 Bildern im Text



Berlin
Verlag von Julius Springer
1924

Alle Rechte, insbesondere das der Übersetzung
in fremde Sprachen, vorbehalten.

Copyright 1924 by Julius Springer in Berlin.
Softcover reprint of the hardcover 1st edition 1924

ISBN-13: 978-3-642-47106-3

e-ISBN-13: 978-3-642-47354-8

DOI: 10.1007/978-3-642-47354-8

Vorwort.

Das vorliegende Buch hat die Aufgabe, in ungezwungener Anlehnung an die Form der Vorlesungen, aus deren Niederschrift es entstand, jedem, der die einfachsten Begriffe der Mechanik: Geschwindigkeit, Beschleunigung, Kraft, Arbeit, Leistung kennt, einen Überblick über Wesen und Werden der Flugtechnik zu bieten.

Im besonderen soll es dem Hochschüler dienen, die Flugtechnik als gleichberechtigtes Wahlfach des allgemeinen Maschinenbaues betrachten zu lernen. Es strebt daher an, Anschauungsform und Ausdruck des Maschineningenieurs auch in dieser jungen Technik zur Geltung zu bringen. Damit ergibt sich die übliche gerechte gegenseitige Bewertung von Theorie und Praxis, der Ausgleich von Rechnung und Erfahrung ganz von selbst.

Die erstmals streng durchgeführte Berechnung von Schrauben nach der Tragflügeltheorie, die auf eine klare Übersicht über Strömungsbild und Leistungsbilanz abzielt, erforderte einige einfache algebraische Entwicklungen. Doch auch hier galt es nur Anschauungen und Vorstellungen zu vermitteln, die Größen nach ihrer Art darzustellen, erst hieraus sie auch kurz nach Maß und Zahl zu entwickeln.

Heidelberg, im November 1923.

H. G. Bader.

Inhaltsverzeichnis.

	Seite
I. Der Luftverkehr.	
1. Geschwindigkeit und Häufigkeit	1
2. Zuverlässigkeit und Bequemlichkeit	8
3. Wirtschaftlichkeit	18
II. Die Luftkräfte.	
4. Form- und Reibungswiderstand	28
5. Auftrieb	37
6. Induzierter Widerstand	47
III. Das Flugwerk.	
7. Entwurf	55
8. Ausführung	68
IV. Das Triebwerk.	
9. Schrauben	80
10. Motoren	99
V. Das Flugzeug.	
11. Flugleistungen	110
12. Flugeigenschaften	117

I. Der Luftverkehr.

1. Geschwindigkeit und Häufigkeit.

Das Flugzeug hat durch seine Bewährung als Waffe die Aufmerksamkeit weitester Kreise, die es mit seinem ersten Erscheinen erregte, sich trefflich zu erhalten verstanden. Sein ungeheurer strategischer Wert als „weitestsehendes Auge“, seine taktische Bedeutung als „weitesttragendes Geschütz“ lassen sich für die heutigen Formen des Völkerkampfes nicht leicht überschätzen. Man verfehle indessen nicht, sich darüber Rechenschaft zu geben, daß gerade diese überragende Bedeutung der Luftwaffe es war, die, obwohl sie eine mächtige Entfaltung des Flugwesens herbeiführte, dessen freie Entwicklung behinderte. Es versteht sich, daß die taktischen Rücksichten auf Angriff und Abwehr gegenüber technisch-wirtschaftlich wichtigeren ohne weiteres den Ausschlag gaben; daneben galt es, Entwurf und Einzelheit derart in Anlehnung an Hergebrachtes zu gestalten, daß die Besatzung bei ihrer an sich schon außerordentlichen Inanspruchnahme nicht der durch Gewöhnung erworbenen Sicherheit verlustig ginge. Daraus ergab sich notwendig eine gewisse Erstarrung der konstruktiven Formen und in weiterer Folge eine allgemeine Befangenheit in diesen.

Nur vereinzelt zeigte sich daher nach dem Kriege Absicht und Vermögen, die ganze Entwicklungsmöglichkeit des Flugzeuges mit dem Ziele zu überprüfen, sie der Erfassung und Lösung volkswirtschaftlich friedlicher Aufgaben dienstbar zu machen. Es bedarf somit zunächst eines Überblicks über die friedlichen Verwendungsmöglichkeiten des Flugzeuges, um daraus dann Richtlinien für die Gestaltung zu entwickeln.

In engster Anlehnung an die kriegerischen Aufgaben steht die Verwendung im Polizeidienst. Die Meldung von Zusammenrottungen bei innerpolitischen Wirren, ihre Zerstreuung durch Abwurf aufklärender Nachrichten oder durch abschreckende, leichte Gewalt, die Einholung flüchtiger Verbrecher vermöge der überlegenen Geschwindigkeit, die unverzügerte Feststellung des Tatbestandes durch Sachverständige an Ort und Stelle sind Aufgaben, die dem Flugzeug immer verbleiben werden. Die Erkundung und Aufnahme des Geländes, die im Kriege eine der wichtigsten Obliegenheiten des Flugzeuges bedeutete, läßt sich ohne weiteres volkswirtschaftlich nutzbar machen. Die Vermessung erfährt durch das Reihenbild und seine Entzerrungsverfahren, die schon zu hoher Vollkommenheit ausgebildet sind, eine Unterstützung, die ganz bedeutenden Zeit- und Geldaufwand erspart. Wissenschaftliche

Werte, die weiterhin wirtschaftliche Bedeutung gewinnen können, fördert die Erkundung unwegsamen Geländes, die Erforschung von Eis- und Sandwüsten. Die planmäßige Nutzung der Urwälder nach Art und Alter der Bestände, die Feststellung von Sturm- und Feuerschäden hält in einigen Ländern schon jetzt Flugzeuge dauernd in angestrenzter Tätigkeit. Die Überwachung der Gewässer vor dem Eindringen feindlicher Streitkräfte ist abgelöst durch die regelmäßige Beobachtung der Fischzüge aus dem Seeflugzeug, um zur rechten Zeit und am rechten Ort den Fang anzusetzen. Alle diese Aufgaben treten indes zurück gegenüber der Bedeutung des Flugzeuges für den regelmäßigen Post- und Personenverkehr. Die geringe Größe der Verkehrseinheiten, ihre Ungebundenheit an bestimmte Wege und ihre unbestreitbare Überlegenheit in der Geschwindigkeit der Beförderung sichern dem Flugzeug eine Stellung in der Reihe der Verkehrsmittel, die nach Art und Umfang sich heute noch nicht angenähert überblicken läßt. Die Technik hat die Mittel für Förderung und Verkehr in der Lotrechten und Wage-rechten vor allem in den letzten Jahrzehnten vermehrt und entwickelt. Die Teuerung der Arbeitskräfte forderte, den unmittelbaren Verkehr einzuschränken und an seine Stelle mechanische Nachrichten- und Fördermittel treten zu lassen. So tritt schon in größeren Gebäuden an Stelle der Treppe der Aufzug, und seine Bedienung ist so vollkommen mechanisiert, daß sie ohne Schulung und ohne Gefahr durch jedermann erfolgen kann. Größere Bedeutung kommt bereits den Nahfördermitteln von Haus zu Haus zu. Sie wächst noch, je mehr mit der zunehmenden Häufung von Menschen in den Städten durch die stetig steigende Arbeitsteilung die Entfernung zwischen Wohn- und Arbeitsstätte wächst. Die geringen Geschwindigkeiten, die Organismen aus eigener Kraft entwickeln können, erweisen sich bald als unzureichend. So wird das Pferd als Reit- und Zugtier abgelöst durch den Elektro- oder Verbrennungsmotor. Die derart gesteigerte Zugkraft gestattet, die Verkehrseinheiten zu vergrößern und so in einem Wagen Dutzende, in einem Zug Hunderte von Menschen zu befördern. Die zur Verminderung des Reibungswiderstandes zwangsläufige Führung auf Schienen ermöglicht eine weitgehende Automatisierung des Betriebes, besonders auf Strecken, die abseits vom übrigen Verkehr geführt werden. — In dieser Richtung liegt noch eine bedeutende Entwicklungsmöglichkeit der Gleisfahrzeuge. Die Bindung an die Strecke jedoch bringt, zumal in Anbetracht der Streckensicherung, eine Beschränkung der Verkehrshäufigkeit mit sich. Das fällt um so mehr ins Gewicht, je größer die Entfernungen sind und je stärker daher ihre Belastung durch Züge geringerer Geschwindigkeit ist. Es ergibt sich dadurch notwendig eine Vergrößerung der Verkehrseinheiten — Züge —, die bei der Dampfbahn schließlich nur an der Leistungsfähigkeit einer Vortriebseinheit — Lokomotive — eine Grenze findet. So verkehren auf dem deutschen Netz über Strecken von halbtägiger Fahrtdauer durchweg nur 1—2 Züge, die für den Durchgangsverkehr in Frage kommen. Diese Züge gestatten, etwa 300—400 Personen zu befördern, so daß die Ablösung nur eines kleinen Bruchteils dieses beschleunigten Verkehrs durch Flugzeuge von 10

bis 15 Sitzen eine Verbindungsmöglichkeit in nur etwa 1 Stunde Abstand schüfe. Da zudem die Flugzeit weniger als die halbe Fahrtdauer schnellster Bahnverbindungen beträgt, ist ein starker Anreiz für die Benutzung dieses jüngsten Verkehrsmittels gegeben. Es bedarf nur noch des Nachweises, daß das Flugzeug jeder anderen Anforderung, denen ältere Verkehrsmittel genügen, nachzukommen vermag, um seine Bedeutung für die Zukunft roh abschätzen zu können; dazu gehören pünktliche Einhaltung der Flugzeiten, Sicherheit und Zuverlässigkeit, Bequemlichkeit und schließlich, doch vor allem, Preiswürdigkeit vom Standpunkt des Fluggastes und Wirtschaftlichkeit vom Standpunkt des Verkehrsunternehmers.

Zunächst haben wir zu erörtern, welche Einflüsse auf die Reisedauer einwirken. Um einen Vergleich mit dem einzigen Verkehrsmittel anzustellen, das mit dem Flugzeug in dauerndem Wettbewerb bleiben wird, sollen diese Einflüsse auch für die Eisenbahn untersucht werden. Daraus wird ohne weiteres ersichtlich, inwieweit eine Ergänzung der beiden Verkehrsmittel unter verschiedenen Umständen möglich ist.

Bezeichnen wir die Länge der Luftlinie mit s km, die Höchstgeschwindigkeit des Verkehrsmittels auf wagrechter gerader Strecke mit V km/h, mit s' km die Entfernung zwischen Verkehrsmittelpunkt und Bahnhof bzw. Flugplatz, und mit V' km/h entsprechend die Geschwindigkeit des für diese Strecke in Frage kommenden Zubringefahrzeugs, so ist die Reisedauer einschließlich Aufenthalt

$$\frac{k \cdot s}{\alpha \cdot \beta \cdot \gamma \cdot V} + z_a + \frac{s'}{V'} \text{ h.}$$

Hierin ist k der Faktor, mit dem die Luftlinie zu vergrößern ist, um die tatsächlich zurückzulegende Strecke zu erhalten. Errechnet man aus den Fahrkartenpreisen für die Eisenbahn diesen Faktor, so zeigt sich $k = 1,25$ als recht guter Mittelwert, von dem Einzelwerte nur wenig abweichen. Diese außerordentlich große Erhöhung der Streckenlänge gegenüber der tatsächlichen Entfernung um 25 v. H. folgt aus der schwierigen Streckenführung in bewegtem Gelände, aus der Überbrückung von Flußläufen und Verkehrsstraßen, aus der Umföhrung um schlechten Baugrund und bereits bebauten Gelände und nicht zuletzt aus der Lage der Bahnhöfe innerhalb des Stadtplanes. Kopfbahnhöfe, die bis weit ins Stadttinnere vordringen, haben hieran wesentlichen Anteil; Durchgangsbahnhöfe ermöglichen dagegen gute Streckenführung, sind aber vom Stadttinneren wesentlich weiter entfernt (großes s'). Unter den heutigen Verhältnissen hat man auch für Flugzeuge mit einem Wert k gleicher Größe zu rechnen. Denn noch findet das Flugzeug seinen Weg durchs Gelände wesentlich in Anlehnung an die Verkehrsadern, vor allem also Bahndämme. In der Zukunft freilich wird eine wesentlich bessere Einhaltung der Luftlinie möglich sein auf Grund drahtloser Zeichenübermittlung. Diese würde das Flugzeug von der guten Sicht des Bodens, die heute noch unbedingte Voraussetzung für die Durchführung eines Fluges ist, nahezu unabhängig machen. Die laufende Benachrichtigung des Flugzeugs über Änderungen der Wetterlage durch

Wettermeldestellen ermöglicht ein recht gutes Einhalten der Luftlinie mit Kompaß. Daneben besteht die Möglichkeit einer unmittelbaren Orientierung durch drahtloses Anpeilen von automatisch sendenden Richtpunkten, die in möglichst regelmäßigen Abständen netzartig über das Land verteilt sind¹⁾. Dann wird es möglich sein, den Kurs um nur wenige Grad von der Luftlinie abweichend einzuhalten und auch die Rückkehr zur Luftlinie nach Erkenntnis der Abweichung langsam und stetig zu vollziehen. Rechnet man mit Abweichungen von höchstens 10° , so ergibt sich $k = \frac{1}{\cos 10^\circ} = 1,02$. Mit Entwicklung des Streckendienstes ist also eine Verkürzung der Flugzeit um 20—25 v. H. zu erwarten.

Die Faktoren α , β , γ kennzeichnen die Verminderung der Reisegeschwindigkeit durch Anfahren, Steigungen und Wind. Beim Anfahren eines Zuges steht zur Beschleunigung zunächst die volle Zugkraft abzüglich des Reibungswiderstandes zur Verfügung. Mit zunehmender Geschwindigkeit mindern der Luftwiderstand und die wachsenden Stoßverluste diesen Kraftüberschuß, so daß die Zunahme der Geschwindigkeit immer langsamer erfolgt. In erster linearer Näherung kann man annehmen, daß nach 4—5 Minuten die volle Geschwindigkeit erreicht ist. Auf die 1. Fahrtstunde bezogen wird daher die Geschwindigkeit um etwa $\frac{1}{25}$ vermindert: $\alpha = 0,96$. Für längere ununterbrochene Fahrten, die aber im allgemeinen kaum in Frage kommen, würde der Faktor entsprechend größer zu wählen sein. Dagegen ist selbst beim kürzesten Flug die Zeit zum Anrollen ohne jede Bedeutung. Denn sie beträgt nur wenige Sekunden. Es ist jedoch in Rechnung zu setzen, daß bei Beginn jedes Fluges zunächst eine bestimmte Mindesthöhe aufgesucht werden muß, aus der bei einer Störung des Triebwerkes eine Landung ohne unmittelbare Gefahr erfolgen kann. Um einen Teil der Vortriebsleistung für die Hubarbeit zum Steigen frei zu bekommen, muß man die Geschwindigkeit herabsetzen. Nimmt man an, daß zum schnellen Ersteigen der Reishöhe während der ersten Viertelstunde die Geschwindigkeit, ohne Abweichung der Richtung vom Ziel, auf $\frac{2}{3}$ ihres Wertes beim Flug in Reishöhe vermindert werden muß, so sinkt die Geschwindigkeit während der ersten Flugstunde auf einen Mittelwert $\frac{1}{4} \cdot \frac{2}{3} + \frac{3}{4} \cdot 1 = 1 - \frac{1}{12}$. Verteilt sich der Streckenverlust auf eine übliche mittlere Flugzeit von nur 3 Stunden, so ist $\alpha = \frac{3 - \frac{1}{12}}{3} = 0,97$.

Der Einfluß der Steigung ist hingegen für Eisenbahn und Flugzeug durchaus gleichartig, nur verschieden stark. Die in die Bewegungsrichtung fallende Komponente des Gewichtes erhöht im Gefälle die Zugkraft und setzt sie in Steigungen herab. Dementsprechend muß sich der von der Geschwindigkeit abhängige Teil des Widerstandes ändern. Da in beiden Fällen dieser Teil mit der 2. Potenz der Geschwindigkeit wächst, folgt, daß eine Bahnneigung bei der Berg-

¹⁾ Telefunkenkompaß.

fahrt das Quadrat der Geschwindigkeit um den gleichen Bruchteil mindert, wie sie es bei der Talfahrt steigert. Erhöht z. B. ein Streckengefälle von 5—10 v. H. die Zuggeschwindigkeit um 10 v. H., also V^2 mit $(1 + 0,1)^2 = 1 + 0,21$, so fällt in der Bergfahrt, bei gleicher Zugkraft am Triebtradumfang, V^2 um 21 v. H., d. h. V um 11 v. H. $[(1 - 0,11)^2 = 1 - 2 \cdot 0,11 + 0,01]$. Steigungen setzen also die mittlere Geschwindigkeit herab. Man wird nicht weit fehlgehen, selbst für mäßig bewegtes Land, den mittleren Geschwindigkeitsverlust für Schnellzüge auf etwa 1 v. H., also $\beta = 0,99$ anzusetzen. Bei Flugzeugen ist jedoch der Widerstand im Verhältnis zum Gewicht vielfach größer und der mit V^2 veränderliche Teil beträchtlicher, so daß die Höhenunterschiede zwischen Ausgangs- und Zielpunkt keine überhaupt nennenswerte Herabsetzung der mittleren Geschwindigkeit herbeiführen: $\beta = 1,00$.

Ganz verschiedener Art ist der Einfluß des Windes auf die Geschwindigkeit beider Verkehrsmittel. Bei der Eisenbahn wirkt er auf die Größe des Luftwiderstandes, beim Flugzeug auf die Größe der Geschwindigkeit gegenüber Grund. Denkt man sich etwa den Luftwiderstand eines Zuges hervorgerufen durch zur Fahrtrichtung senkrechte Scheiben, so wächst er mit $V^2 + W^2$ bzw. $(V \pm W)^2$ je nachdem, ob der Wind senkrecht zu oder in Richtung der Strecke steht. Die in die Fahrtrichtung fallende Kraftkomponente ändert sich also nach Bild 1 mit

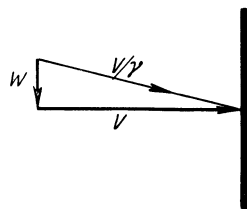


Bild 1. Einfluß eines zur Strecke senkrechten Windes auf den Luftwiderstand eines Zuges.

$$(V^2 + W^2) \cdot V : \sqrt{V^2 + W^2} = V^2 \sqrt{1 + \left(\frac{W}{V}\right)^2} = V^2 \left[1 + \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{W}{V}\right)^2\right]$$

$$\text{bzw. } V^2 \left[1 \pm \left(\frac{W}{V}\right)\right]^2,$$

d. h. bei der gleich großen Wahrscheinlichkeit von Gegen- und Rückenwind im Mittel mit $V^2 \left[1 + \left(\frac{W}{V}\right)^2\right]$. Bei gleichem mittleren Anteil an der Verzögerung durch Komponenten des Windes senkrecht und parallel zur Fahrtrichtung ist der Luftwiderstand im Durchschnitt um den Faktor $\left[1 + \frac{3}{4} \left(\frac{W}{V}\right)^2\right]$ größer, als wenn er von der Eigenbewegung mit der Geschwindigkeit V allein herrührte. Bei gleicher Zugkraft muß daher die Eigengeschwindigkeit im Mittel geringer sein gemäß

$$\gamma^2 \cdot \left[1 + \frac{3}{4} \left(\frac{W}{V}\right)^2\right] = 1 \quad \text{also} \quad \gamma = 1 : \sqrt{1 + \frac{3}{4} \left(\frac{W}{V}\right)^2} = 1 - \frac{3}{8} \left(\frac{W}{V}\right)^2.$$

Nun herrscht nach Lindenberger Messungen¹⁾ in Bodennähe eine mittlere Windstärke von 5 m/s, d. h. $W = 18$ km/h. Bei einer Fahrt-

¹⁾ Hütte 23, I, S. 356.

geschwindigkeit der Schnellzüge von rund 85 km/h beträgt daher der Geschwindigkeitsverlust im Mittel etwa 2 v. H., d. h. $\gamma = 0,98$.

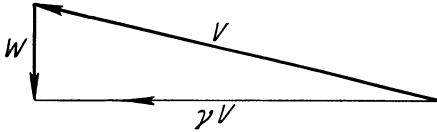


Bild 2. Einfluß eines zur Strecke senkrechten Windes auf die Geschwindigkeit eines Flugzeuges gegenüber Grund.

aufzuheben, das Flugzeug gegen den Wind aufzuheben, die Geschwindigkeit gegenüber Grund ist dann natürlich kleiner als die Eigengeschwindigkeit V .

Die Bewegung eines Flugzeuges gegenüber Grund setzt sich zusammen aus seiner Bewegung im Luftraum und dessen Verschiebung gegenüber dem Boden bei Wind. Steht der Wind senkrecht zur Flugstrecke, so muß man, um die Abtrift aufzuheben, das Flugzeug gegen den Wind eindrehen (Bild 2). Die Geschwindigkeit gegenüber Grund ist dann natürlich kleiner als die Eigengeschwindigkeit V .

$$\gamma \cdot V = \sqrt{V^2 - W^2} = V \left[1 - \frac{1}{2} \left(\frac{W}{V} \right)^2 \right].$$

Steht jedoch der Wind parallel der Strecke, so ist die reine Flugzeit für Hin- und Rückflug

$$\frac{s}{V+W} + \frac{s}{V-W} = \frac{2s}{V} \cdot \frac{1}{1 - \left(\frac{W}{V} \right)^2}.$$

Die Flugzeit ist also um so viel größer als bei Windstille, als ob die Geschwindigkeit nur $\gamma \cdot V = V \left[1 - \left(\frac{W}{V} \right)^2 \right]$ betrüge. Für beliebige Windrichtung wird also V im Mittel verkleinert mit einem Faktor $\gamma = 1 - \frac{3}{4} \left(\frac{W}{V} \right)^2$. Ein genauerer Mittelwert folgt mit wesentlich gleichem Betrag aus einer Integration zu $\gamma = 1 - \frac{\pi}{4} \left(\frac{W}{V} \right)^2$. Nach den bereits angeführten Lindenberger Messungen herrscht in Reishöhe (1500 bis 2000 m) eine mittlere Windstärke von 10 m/s; d. h. $W = 36$ km/h. Für Flugzeuggeschwindigkeiten zwischen 140 und 180 km/h ist daher der mittlere Geschwindigkeitsverlust etwa 4 v. H., d. h. $\gamma = 0,96$.

Für Aufenthalte beim Schnellzugbetrieb muß man für Aus- und Einsteigen, Gepäck- und Postverladung, Lokomotivwechsel, Bekohlen und Wassern etwa 20 v. H. der planmäßigen Reisezeit, also 25 v. H. Zuschlag auf die Fahrzeit rechnen. Bei leidlich entwickeltem Luftverkehr hingegen werden die kleinen Verkehrseinheiten schon bei ununterbrochenen Flüge zweifellos voll ausgenutzt. Ein Zeitzuschlag für Zwischenlandungen ist daher nicht erforderlich.

Als planmäßige Reisezeit hat man daher anzusetzen für Schnellzüge:

$$\frac{1,25 \cdot s}{0,96 \cdot 0,99 \cdot 0,98 \cdot V} \cdot 1,25 = 1,66 \cdot \frac{s}{V},$$

für Flugzeuge:

$$\frac{1,02 \cdot s}{0,97 \cdot 1,00 \cdot 0,96 \cdot V} \cdot 1,00 = 1,10 \cdot \frac{s}{V}.$$

Ohne wesentliche technische Vervollkommnung folgt also aus der Art des Betriebes, daß von der Eigengeschwindigkeit der Schnellzüge nur etwa $\frac{3}{5}$ als „Reisegeschwindigkeit“ nutzbar gemacht werden, während die „Reisegeschwindigkeit“ des Flugzeuges bei hochentwickeltem Luftverkehr nur rund 10 v. H. unter dessen Eigengeschwindigkeit liegt. Selbst gegenüber den hohen Zuggeschwindigkeiten von 80—90 km/h, wie sie der deutsche Fernverkehr vor dem Kriege aufwies, wird die Reisezeit durch den Luftverkehr auf $\frac{2}{5}$ bzw. die Hälfte gekürzt, wenn bei guter Bodenorganisation mit den heute üblichen¹⁾ Eigengeschwindigkeiten von 135—150 km/h ohne bzw. mit Zwischenlandungen geflogen wird.

Zu diesen planmäßigen Reisezeiten kommt nun noch ein von Fall zu Fall verschiedener Zuschlag für die Fahrten zur und von der Haltestelle des Verkehrsmittels. Nimmt man für eine bedeutende Großstadt als mittlere Entfernung zwischen Wohnung und Flugplatz 6 km bzw. zwischen Wohnung und Bahnhof 3 km, für eine mittlere Großstadt dafür 2 bzw. 1 km an, so ist für Zubringeschwindigkeiten $V' = 20$ bzw. 10 km/h, die Zeit für An- und Rückfahrt zusammen auf $\frac{6+2}{20} \cdot 60 = 24$ min bzw. $\frac{3+1}{10}$

$\cdot 60 = 24$ min zu schätzen. In der Tat darf man bei der Verdichtung des allgemeinen Verkehrs nach den Bahnhöfen hin nach den amtlichen Angaben der Kursbücher höchstens mit einer Droschkengeschwindigkeit von $160 \text{ m/min} = 10 \text{ km/h}$ rechnen, während die Entlastung der Straßen nach den an der Stadtgrenze gelegenen Flugplätzen gestattet wird, sich der in Ortschaften zugelassenen Höchstgeschwindigkeit von 30 km/st zu nähern. Zur planmäßigen Reisezeit wird man also in beiden Fällen etwa $\frac{1}{2}$ Stunde im Mittel zuzurechnen haben, um den gesamten Zeitaufwand für die Reise zu erhalten. Dieser Zuschlag erhält jedoch beim Luftverkehr im Verhältnis zur wesentlich kürzeren Reisezeit größeres Gewicht. Da die Fahrt zum und vom Flugplatz in Anbetracht der größeren Entfernung vom Verkehrsmittelpunkt leicht mehr Zeit in Anspruch nimmt als die Fahrt zum und vom Bahnhof, kommt die höhere Reisegeschwindigkeit überhaupt erst oberhalb gewisser Mindeststrecken in einer Verminderung der gesamten Reisezeit zur Geltung. Allerdings gelten die Voraussetzungen dieser Rechnung nur für Landflugzeuge, während man für schwimmfähige Flugzeuge häufig in unmittelbarer Nähe der Verkehrszentren Gelegenheit für Anlauf und Auslauf auf Wasserflächen findet, ja sogar längs Wasserläufen die Stelle für Aussteigen und Einsteigen wählen kann, die den jeweiligen Fluggästen gerade am geeignetsten scheint. Dieser Vorteil läßt sich bei so kleinen Verkehrseinheiten, wie Flugzeugen, nahezu voll ausnützen. Dagegen sind große Verkehrseinheiten, wie Schnellzüge, die mehrere hundert Personen fassen, unabhängig von besonderen Wünschen der Beförderten in Rücksicht auf deren große Zahl an Einhaltung planmäßiger Orte und Zeiten gebunden. So steht ja auch nichts im Wege, zu starten, sobald alle Fluggäste angelangt sind, selbst wenn die plan-

¹⁾ Berechnet nach dem Flugplan der „Deutschen Luft-Reederei“.

mäßig angesetzte Abflugzeit noch nicht erreicht sein sollte; während man bei den an bestimmte Wege gebundenen Verkehrsmitteln, selbst wenn alle Fahrgäste eingetroffen sind, die planmäßige Abfahrtszeit abwarten muß. Dabei besteht aus Gründen der Wirtschaftlichkeit kein Anlaß, die Zahl der Gäste eines Flugzeuges über etwa ein Dutzend zu steigern, so daß man selbst bei einem Luftverkehr, der sehr auf sein wirtschaftliches Ergebnis zu achten hat, nicht zu einer Vergrößerung der Flugzeuge geführt wird, die die eben genannten Vorzüge und die Häufigkeit des Verkehrs herabsetzen würde. Eine Kupplung mehrerer Verkehrseinheiten, wie sie die Wirtschaftlichkeit der Landfahrzeuge vorteilhaft erscheinen läßt, ja im Eisenbahnbetrieb sogar unbedingt fordert, kommt für den Flugverkehr keinesfalls in Frage. Denn selbst wenn die Kupplung zweier Flugzeuge konstruktiv durchgeführt werden könnte, hätte die Verbindung durch die gegenseitige Beeinflussung der Strömungsbilder nur erhöhten Widerstand, aber keinen geringeren Leistungsaufwand für den Vortrieb gegenüber dem Einzelantrieb zur Folge.

2. Zuverlässigkeit und Bequemlichkeit.

Geschwindigkeit und Häufigkeit, sowie Anpassungsfähigkeit an Wünsche der Fluggäste in bezug auf Ort und Zeit von Abflug und Landung kommt als Anreiz für die Benutzung des Flugzeuges als Verkehrsmittel natürlich nur dann ausschlaggebend zur Geltung, wenn die Zuverlässigkeit anderen Verkehrsmitteln gegenüber nicht nachsteht. Vor allem gilt es hier immer, die Angst um Leib und Leben bei der ersten Benutzung eines neuen Verkehrsmittels zu beschwichtigen. Hier ist zunächst nachdrücklich hervorzuheben, daß ein Absturz von Flugzeugen aus freiem Fluge im friedlichen Verkehr überhaupt nicht zu befürchten ist. Denn die Beanspruchung des Tragwerkes ist selbst bei sehr ungünstiger Witterung so gleichmäßig, daß eine Überschreitung der Bruchfestigkeit einzelner Bauteile geradezu außerhalb jeder Möglichkeit liegt. Größer erscheint schon die Brandgefahr; denn da erhebliche Mengen Betriebsstoff von hoher Zündbarkeit mit möglichst kurzen Leitungen an die Motoren angeschlossen, also in möglichst geringer Entfernung von diesen gelagert werden müssen, besteht bei Undichtigkeiten natürlich leicht die Gefahr einer Entzündung, sobald Brennstoff auf hoch erhitzte Metallteile trifft. Ebenso führt das Hängenbleiben von Einlaßventilen zu Rückschlägen der Flamme in die Saugleitung, so daß die auch beim Kraftwagen gefürchteten Vergaserbrände entstehen können. Es gilt also, die Betriebsstoffzuführung von hoch erhitzten Flächen, wie sie besonders die Auspuffsammler bieten, möglichst entfernt zu vollziehen und andererseits hat man mit Erfolg die Vergaserbrände dadurch bekämpft, daß man die Rückzündungsflamme zwingt, aus dem Flugzeugrumpf auszutreten, ohne daß sie dabei neue Nahrung findet. Die absolut genommen größte Unfallwahrscheinlichkeit besteht jedoch für Anlauf und Auslauf, also für die kurzen Zeiten, während deren das bewegte Flugzeug mit dem Boden in Berührung ist.

Die Stöße, die dann auftreten können, stellen leicht hohe Festigkeitsansprüche an das Flugzeug, so daß erfahrungsgemäß seine Lebensdauer besser nach der Zahl der Landungen, als nach den Flugzeiten bemessen wird. Besonders groß sind die Beanspruchungen bei stoßweisen Verzögerungen der Laufräder durch Unebenheiten des Bodens. Dann entstehen wegen der hohen Lage des Flugzeugschwerpunktes beträchtliche Kippmomente um die Laufradachse. Es ist ein besonderer Nachteil der bisher üblichen Flugzeuggrundform, daß der statisch erforderliche dritte Stützpunkt hinter den beiden Laufrädern liegt und, um seine Ausbildung als Rad zu vermeiden, nur so stark belastet ist, daß man ihn schon unter der Wirkung des Schraubenstrahls mit dem Höhensteuer abheben kann. Dadurch werden jene Kippmomente auf schlechten Plätzen zu einer unmittelbaren Gefahr: Kopfstand oder Überschlagen. In dieser Hinsicht bilden andere Grundformen (Bild 37—39), wie sie in einer späteren Vorlesung entwickelt werden sollen, nahezu absolute Sicherheit, so daß die Zahl der Unfälle beim Landen in weiterer Zukunft noch erheblich vermindert werden wird. Auch jetzt schon geben die Luftreedereien erheblich geringere Unfallziffern an, als sie der Bahnbetrieb aufweist. Während bei der Eisenbahn auf 100 000 km mehr als eine Verletzung entfällt, hat der deutsche Luftverkehr im Durchschnitt etwa erst auf 300 000 km einen leichten Unfall zu verzeichnen. Denn selbst eine schlechte Landung bedeutet noch keinesweges eine unmittelbare Gefährdung der Insassen. Auf einem bekannten Platze wird ein guter Führer, der nicht durch einen allzu anstrengenden und langen Flug übermüdet ist, selbst mit den heute üblichen Bauarten immer eine glatte, stoßfreie Landung vollziehen. Aber auch die Gefahr der Notlandung kann in mehrfacher Hinsicht vermindert werden: Zunächst durch die Wahl der Reishöhe. So steht aus 2000 m Höhe im Falle eines völligen Versagens des Triebwerkes bei einem Gefälle der Gleitbahn von höchstens 12 v. H. (1:8) ein Gebiet von 800 km² oder rund 300 000 Morgen für eine Auswahl des Notlandungsplatzes zur Verfügung. Auf einer so bedeutenden Fläche wird es immer möglich sein, einen gefahrfreien Notlandungsplatz im Gleitflug zu erreichen. Aus 1000 m Reishöhe muß die Wahl auf nur $\frac{1}{4}$ dieser Fläche vollzogen werden, so daß mit immer geringerer Höhe die Gefahr, auf ungeeignetem Gelände landen zu müssen, stark wächst.

Weit mehr wird die Sicherheit des Flugverkehrs natürlich erhöht durch Verminderung der Notlandungswahrscheinlichkeit überhaupt, d. h. also durch Steigerung der Betriebssicherheit. Die Statistiken des Luftverkehrs im Inland und Ausland weisen ziemlich übereinstimmend während der Hauptflugzeit eine Zuverlässigkeit von 95 v. H. nach, d. h. durchschnittlich konnte nur einer von 20 Flügen nicht planmäßig durchgeführt werden. Die Ursache verteilt sich dabei gleichmäßig auf die 3 Fälle, daß der Flug wegen ungünstiger Witterung nicht angetreten, daß er deswegen abgebrochen werden mußte, und daß der Motor versagte. Dabei tritt als „ungünstige Witterung“ nur ausnahmsweise die unmittelbare Gefährdung des Flugzeuges in Rechnung, sondern in weitaus überwiegendem Maße ist es die Behinderung der

optischen Orientierung durch Nebel oder niedrige Wolken, die den Flug unmöglich macht. Hier wird und kann technisch schon heute die drahtlose Telegraphie Wandel schaffen. Für die drahtlose Orientierung während des Fluges kommt die schon erwähnte laufende Bestimmung des augenblicklichen Standortes durch den Empfang rythmisch wiederholter Zeichen von über die Länder verteilten Sendestellen in Frage (Telefunkenkompaß). Zur Einhaltung der Luftlinie genügt dem Flugzeugführer jedoch schon die Kenntnis der zeitlich wechselnden Windstärke in der Reishöhe. Denn aus der Windgeschwindigkeit und der

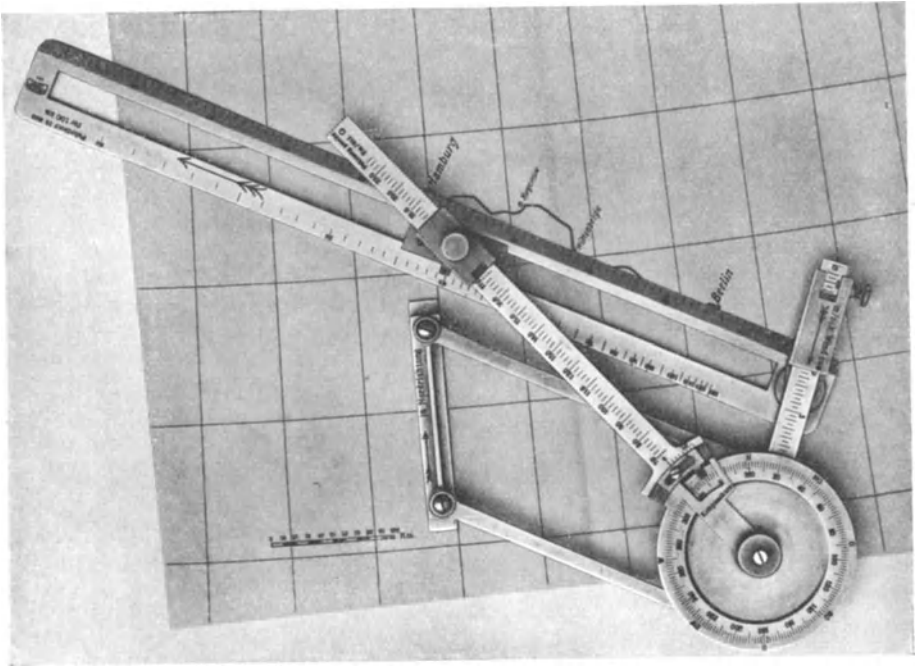


Bild 3. Bestimmung von Kompaßkurs und Flugdauer mit Hilfe eines Kursdreiecks für den Flug Berlin—Hamburg bei 10 m/s NNO und 172 km/h Eigengeschwindigkeit. Ablesungen: 329° Kompaßkurs. 39½ min für 100 km, d. h. 1 h 38 min für 250 km.

bekanntem unveränderlichen Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges ergibt sich im sog. Kursdreieck die erforderliche Flugrichtung, die mit Hilfe des Kompasses einzuhalten ist, und andererseits die Geschwindigkeit gegenüber Grund, so daß der Führer ohne Kenntnis des Geländes, wenn er nur laufend die Änderungen des Windes berücksichtigt, die Luftlinie innehalten und berechnen kann, wann er sich vor dem Ziel befindet. Ist die Sicht z. B. durch Nebel oder Nacht auch ohne Bodennähe behindert, so bedarf es weiterer Mittel, um die Landung am richtigen Platze in der richtigen Richtung, d. i. gegen den Wind, zu vollziehen. Dazu können, wie bei der Schifffahrt in schmalen Fahrtrinnen,

sog. Wechselstromleitkabel Verwendung finden, die die Lage des Landungsplatzes durch selbsttätiges Gerät im Flugzeug anzuzeigen gestatten. Für Nachtlandungen hat man ferner eine Reihe von Lichtanordnungen vorgeschlagen, die zum Teil, wie die Hönigschen Kreise, dem Führer auch ermöglichen, in der richtigen Höhe abzufangen.

Zur Vermeidung der Notlandung durch eine Betriebsstörung ist es zweckmäßig, statt eines einzelnen Motors mehrere einzubauen. Damit steigt zwar die Störungswahrscheinlichkeit. Aber der Verlust an Vortriebsleistung durch den Ausfall eines einzelnen Motors ist dann nur ein Bruchteil der zur Überwindung des Widerstandes erforderlichen

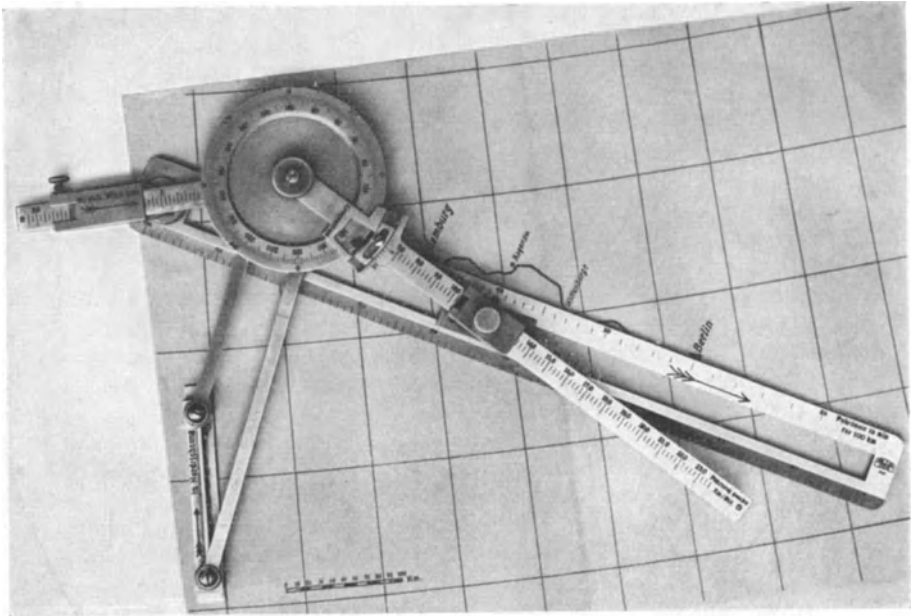


Bild 4. Flug Hamburg—Berlin bei 7 m/s West und 102 km/h Eigengeschwindigkeit. Ablesungen: 140° Kompaßkurs. 49 min für 100 km, d. h. 1 h 40 min für 250 km.

Gesamtleistung. Beim Aussetzen eines Motors ist dann zum mindesten ein außerordentlich flacher Gleitflug möglich, der häufig noch das Ziel in geringer Höhe zu erreichen gestatten wird, oder doch für die Wiederinstandsetzung der stillliegenden Vortriebsseinheit hinlängliche Zeit gewährt. Meist wird sogar bei ausreichender Anzahl der Vortriebsseinheiten ein wagrechter Flug, wenn auch mit geringerer Geschwindigkeit und in geringerer Höhe möglich sein, so daß eine Notlandung vermieden wird. Aber selbst eine Notlandung, geschweige denn eine planmäßige Landung bedeutet keine nennenswerte Gefährdung der Insassen, wenn der Flugzeugführer durch die Art seiner Beanspruchung während des Fluges nicht überspannt oder übermüdet ist. Die allernächste Ent-

wicklung im Flugzeugbau wird schon dazu führen, die Bedienung von Höhen-, Seiten- und Quersteuer dem Führer vollkommen abzunehmen. Höhen- und Seitensteuer können unmittelbar nach dem Anlauf festgeklemmt werden und die Sicherung der wagrechten Lage, sowie die Einhaltung des Kurses durch die Quersteuer wird man leichten Servomotoren übertragen, die sie mit viel kleineren Steuerausschlägen und geringerem Fehler besorgen werden, als der beste Führer. Auch kann die natürliche Abspannung des Führers durch Wind, Geräusch und Kälte, wie sie bei den bisherigen Bauarten mit offenem Führersitz, unmittelbar hinter der Luftschraube notwendig eintreten mußte, dadurch vermieden werden, daß der Führer in geschlossenem Sitz vor dem Angriff der Luft und vor dem ermüdenden Lärm von Luftschraube und Auspuff bewahrt wird. Damit entfällt die Gefährdung des Flugzeuges durch die Überspannung der Sinnesorgane des Führers, der allein nach der lautlosen Anzeige von Instrumenten die Triebwerke regelt und nur wieder im Augenblick der Landung in Anspruch genommen wird.

Lassen sich auf diese Art auch die Gefahren von Notlandungen wesentlich herabsetzen, so bedeutet eine Notlandung doch immer einen planwidrigen bedeutenden Aufenthalt, der, wenn auch nur vereinzelt, die Zuverlässigkeit des neuen Verkehrsmittels im Urteil der Öffentlichkeit herabsetzt. Wenn auch nach Instandsetzung des Triebwerkes sofort wieder gestartet werden kann, so geht doch schon allein durch das Wiederersteigen der Reishöhe Zeit genug verloren, um einen genauen Arbeitsplan am Reiseziel ändern zu müssen. Die Notlandungen sind also nicht nur wegen der, wenn auch nur wenig, gesteigerten Unfallwahrscheinlichkeit, sondern in Anbetracht der Abweichung vom Flugplan grundsätzlich zu vermeiden und der Konstrukteur muß alles aufwenden, um ihre Wahrscheinlichkeit herabzusetzen. Denn von Verkehrsmitteln wird mit Recht möglichst vollkommene Einhaltung des Planes verlangt. In dieser Hinsicht bestehen für das Flugzeug jedoch besondere Schwierigkeiten, da es, wie kein anderes Verkehrsmittel, von der Wetterlage abhängig ist. Wind beeinflußt, wie schon in der letzten Vorlesung gezeigt, die Geschwindigkeit gegenüber Grund, da diese sich nach Größe und Richtung aus der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges in der Luft und der Geschwindigkeit des Luftraumes gegenüber dem Boden zusammensetzt. Wird ein Flugplan für Windstille aufgestellt, d. h. ohne Berücksichtigung von wahrscheinlicher Richtung und Stärke des Windes, so ergeben sich daraus ganz erhebliche Abweichungen. In der nachstehenden Tabelle sind für verschiedene Windstärken die Veränderungen der Flugdauer für je 1 Stunde Flugzeit angegeben.

Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges		Seitenwind	Gegenwind	Rückenwind
140 km/h	200 km/h			
4	6	0	7	— 5
8	11	1	15	— 10
12	17	3	26	— 14
16	22	5	40	— 17
20	27	9	60	— 20
m/s Geschwindigkeit des Windes		min	min	min

Nun ist die Wahrscheinlichkeit, in Reishöhe die verschiedenen Windstärken anzutreffen, nach dem Jahresdurchschnitt der Lindenberger Messungen¹⁾

Höhe in m	Windgeschwindigkeit n in m/s				
	0—2	2—5	5—10	10—15	über 15
1000	11	18	34	22	15
2000	12	12	26	32	18

Windstille in Reishöhe anzutreffen, ist darnach ausgesprochen unwahrscheinlich; ja die Wahrscheinlichkeit, in 2000 m Wind über 10 m/s anzutreffen, ist ebenso groß wie die, mit schwächeren Winden fliegen zu können. Für Flugzeuge mit den heute üblichen Geschwindigkeiten müßte man sich also auf Abweichungen bis zu 50 v. H. der Flugzeit gefaßt machen, wenn der Flugplan nicht unter Berücksichtigung der wahrscheinlichen Windlage entworfen ist. Das ist daher in der Tat zu fordern. Die Wettermeldestellen geben Material genug in die Hand, um wahrscheinliche Richtung und Stärke des Windes vorauszubestimmen, so daß dann nur die unwahrscheinlichen Abweichungen der am Flugtage gemessenen Windlage von der wahrscheinlichen Windlage in der Flugzeit zur Geltung kämen. Man wird sich den für die verschiedenen Jahreszeiten natürlich gesetzmäßig veränderlichen Verhältnissen bei Herausgabe des Flugplanes um so besser anpassen können, je kürzer die Gültigkeitszeit des Flugplanes ist; je öfter also ein gesteigerter Luftverkehr seine Herausgabe zuläßt. In den ersten deutschen Luftkursbüchern findet man dagegen die Flugzeiten noch auf Viertelstunden aufgerundet. Für ungewöhnliche Wetterlagen kann man nach den letzten Windmeldungen unmittelbar vor Antritt des Fluges Flugzeit und Kompaßkurs mit Hilfe eines sog. Kursdreieckes bestimmen und daher die Ankunftszeit vor dem Flug genau genug bekanntgeben. Das in Bild 3 und 4 dargestellte Instrument²⁾, mit dem die langwierige Aufzeichnung der Winddreiecke zur Bestimmung der Geschwindigkeit über Grund vermieden wird, gestattet, sich auch schnell davon Rechenschaft zu geben, ob es besser ist, gegen die widrigen Winde eines rechts der Strecke liegenden barometrischen Tiefs anzufliegen, oder das Tief mit Abweichung von der Luftlinie unter Ausnützung der Rückenwinde rechts zu umfliegen (Bild 5—8). Schließlich kann man damit auch die günstigste Reishöhe innerhalb der betriebstechnisch möglichen Grenzen bestimmen, wenn die Veränderlichkeit von Windrichtung oder -stärke mit der Höhe ungewöhnlich groß ist. Man hat natürlich dabei darauf Rücksicht zu nehmen, daß die Temperatur mit der Höhe stark abnimmt, so daß z. B. in 1500 m die Lufttemperatur etwa 10° geringer ist, als am Boden. Schließlich kann es für die Wahl der Reishöhe auch bestimmend sein, daß man den Niederschlägen in geringeren Höhen ausweichen will und

¹⁾ Hütte 23, I. S. 356.

²⁾ D. R. P. 304 468. Die Firma Karl Zeiss, Jena, hat das Ausführungsrecht des Instrumentes vom Verfasser erworben.

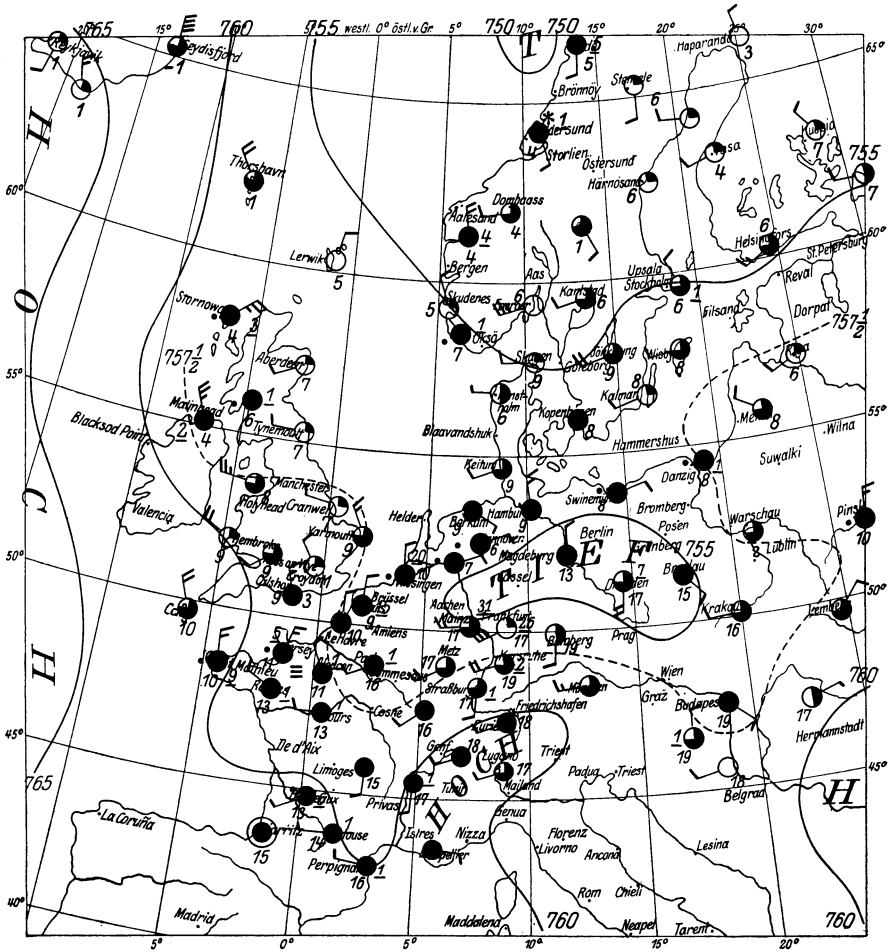


Bild 5. Wetterkarte vom 9. Mai 1923, 7 bzw. 8 Uhr morgens.

Zeichenerklärung:

- Wolkenlos
- ◐ heiter
- ◑ halbbedeckt
- ◒ wolkig
- ◓ bedeckt
- Regen
- * Schnee
- ∞ Dunst
- ≡ Nebel
- ⚡ Gewitter

- still
- ↘ sehr leicht
- ↖ leicht
- ↗ schwach
- ↘ mäßig
- ↖ frisch
- ↗ stark
- ↘ steif
- ↖ stürmisch
- ↗ Sturm

(Die Stationskreise ersetzen die Pfeilspitze.)

Die eingezeichneten Linien (Isobaren) verbinden die Orte mit gleichem auf den Meeresspiegel umgerechneten Barometerstand. Die neben den Orten stehenden Zahlen geben die Lufttemperatur an, die unterstrichenen Zahlen den Niederschlag in Liter/qm während der letzten 24 Stunden.

seinen Weg daher im Sonnenschein über den Wolken wählt. Eine genaue drahtlose Orientierung ist hierfür freilich Voraussetzung.

Ist in dieser Art schließlich die Pünktlichkeit des Luftverkehrs gesichert, so ist durch die große Reisegeschwindigkeit und die

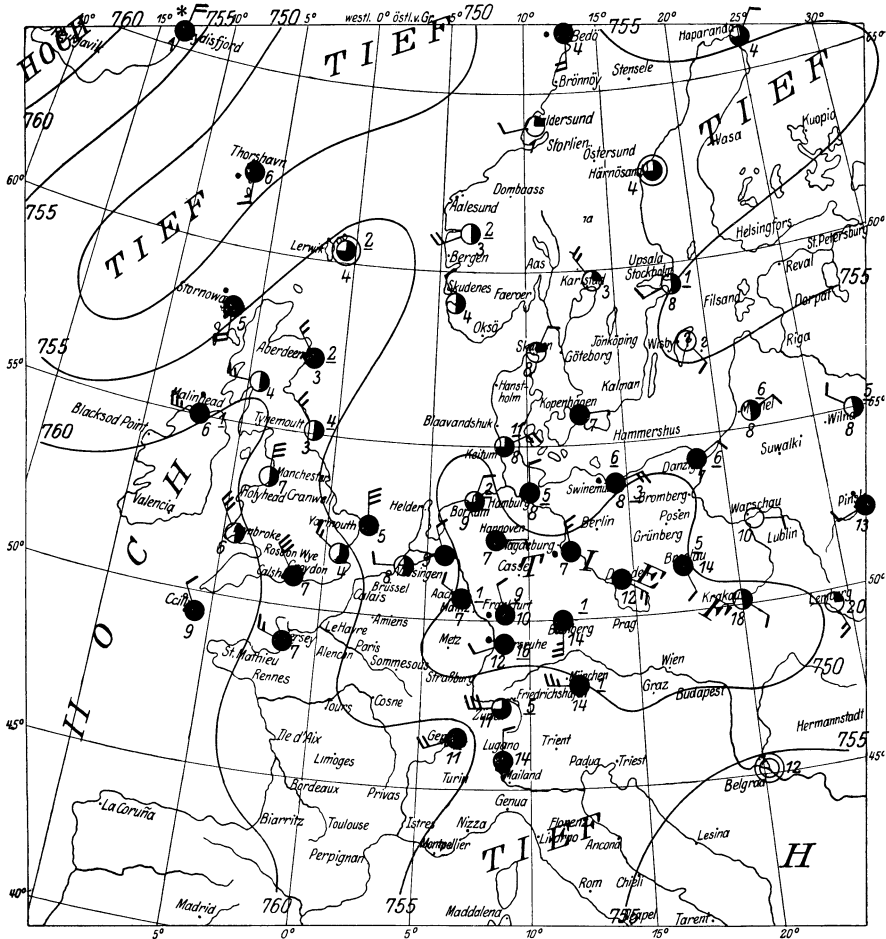


Bild 6. Wetterkarte vom 10. Mai 1923.

Die Wetterkarten zeigen im Kern des sich ausbreitenden Gebiets geringer barometrischer Drucke die dafür eigentümliche Luftbewegung (Änderung der Windrichtungen) entgegen dem Uhrzeigersinn.

Häufigkeit der Verbindung Anreiz zur Benutzung des neuen Verkehrsmittels genug gegeben, wenn neben der selbstverständlichen Sicherheit für Leib und Leben auch noch für die Bequemlichkeit der Fahrgäste hinreichend gesorgt wird (Bild 76 u. 77). Da gilt es zunächst, die Fluggäste, ähnlich wie wir dies schon für den Führer forderten, vor Wind, Geräusch und Kälte zu schützen durch Unterbringung in vom Triebwerk getrennten, geschlossenen Rumpfen. Für die Beheizung dieser Rumpfe kommen die Wärmemengen in Frage, die in den Kühlern und in den Abgasen der Motoren ungenutzt abfallen. Wenn es zu gefährlich scheint, das Kühlwasser durch so lange Leitungen zu schicken, da jede Undichtheit natürlich unersetzliche Wasserverluste mit sich bringt, ist es vielleicht möglich, die Temperatur der Abgase durch Mischung

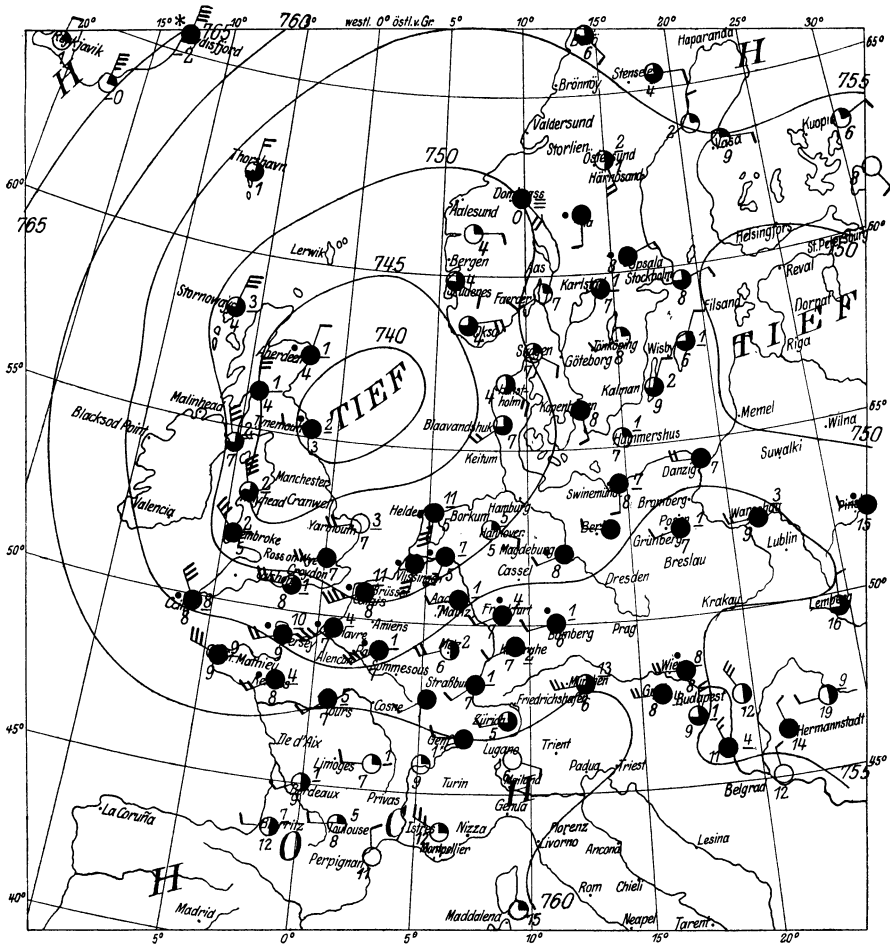


Bild 7. Wetterkarte vom 11. Mai 1923.

mit Frischluft so weit herabzusetzen, daß sie ohne Brandgefahr leichten Heizkörpern zugeführt werden können. Ein nennenswerter Leistungsabfall ist durch den erhöhten Widerstand der Auspuffleitungen kaum zu befürchten. Man könnte natürlich auch daran denken, wie man im Krieg die einzelnen Kleidungsstücke der Besatzungen elektrisch heizte, die nötige Raumwärme einer Borddynamo zu entnehmen. Aber angesichts des außerordentlich hohen Brennstoffverbrauchs für die kWh ist eine derartige Heizung nur als Notbehelf zu bezeichnen.

Die Anordnung kleiner Gepäck- und Toiletträume (Bild 56) versteht sich von selbst. Hingegen wird sich die Beköstigung jeder Fluggast mitzubringen haben. Denn die toten Gewichte von Speisevorräten und größerer Kochgelegenheit nehmen unnötig nutzbares Gewicht in Anspruch. Schließlich kommen ja im Durchschnitt auch nur Bruchteile der heutigen Reisezeiten als Flugzeiten in Frage. Sollen jedoch sehr große

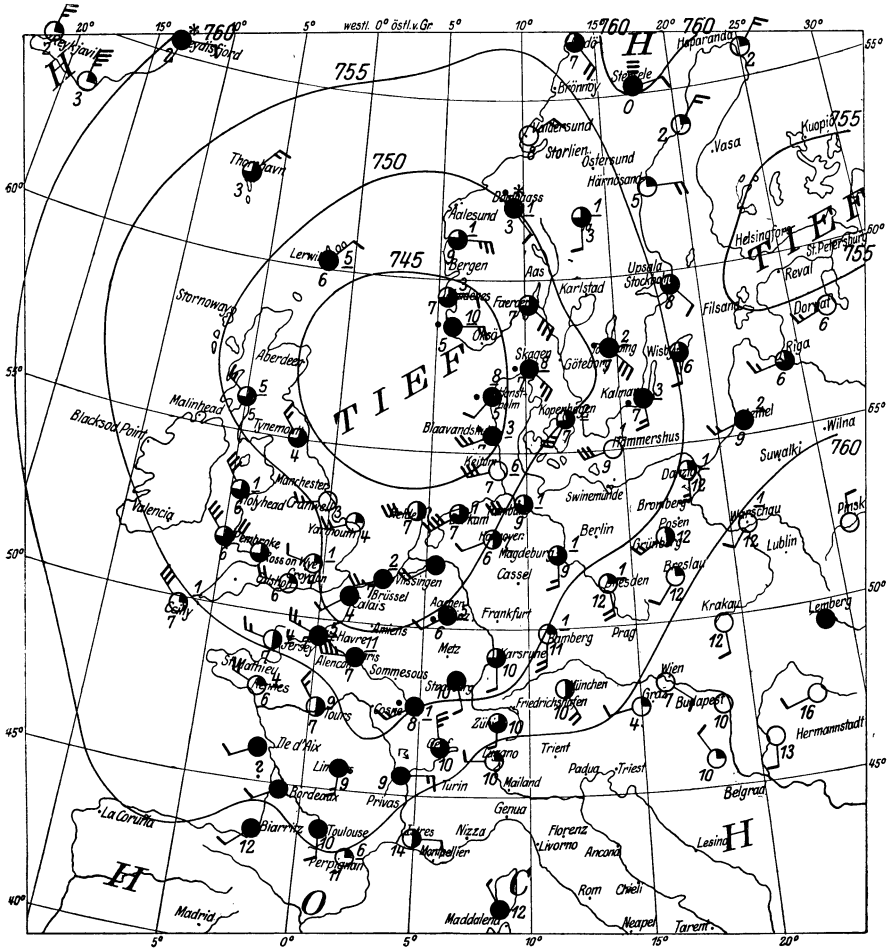


Bild 8. Wetterkarte vom 12. Mai 1923.

Strecken zurückgelegt werden, so wird man dazu, um nicht kostbare Tageszeit zu verlieren, die Nacht zu wählen haben. Diese gestattet auch rein fliegerisch bei drahtloser Orientierung und guter Bodenorganisation keinerlei Nach-, sondern nur Vorteile. Vor allen Dingen fällt in der Nacht mit der Sonnenstrahlung die von ihr wachgerufene innere Unruhe und Böigkeit der Luft zum größten Teil fort. So bilden sich bekanntlich am Tage an den Grenzen von Flächen verschiedener Wärmeaufnahme-fähigkeit wie Wasser und Wiese, Wiese und Wald, Wald und Acker Konvektionsströmungen aus, die dem Flugzeug ruck-artig Stöße nach oben oder unten erteilen. Auch die Windstärke flaut bekanntlich nachts ab, so daß rein meteorologisch die Bedingungen des Fluges wesentlich besser als am Tage liegen. Für Nachtflüge sind den Fluggästen natürlich Lager zu bieten, die sich konstruktiv womöglich mit noch geringerem Gewicht gestalten lassen als bequeme Sitze. Das

stetige Schweben ohne Stoß, das nachbarlich schwache, gleichmäßig summende Geräusch des Triebwerkes ist einem tiefen Schlaf eher förderlich als hinderlich. Überhaupt bedeutet die Stoßfreiheit gegenüber der Eisenbahn einen ebenso großen Vorteil, wie das völlige Fehlen von Ruß und Staub. Auch ist am Tage der ruhige Weitblick auf das tief unten langsam dahinziehende Gelände für das Auge nicht entfernt so ermüdend, als der unruhige Zielwechsel des Blicks aus einem Zuge.

3. Wirtschaftlichkeit.

Wir haben bisher das Flugzeug als Verkehrsmittel immer parallel behandelt mit der Eisenbahn, nicht nur, um überhaupt einen Vergleich anstellen zu können, sondern weil Flugzeug und Eisenbahn in der Reihe der Verkehrsmittel einander am nächsten stehen. Neue technische Erfindungen begegnen immer konservativer Feindschaft auf der einen Seite und umstürzlerischer Überschätzung auf der anderen. Es gilt nicht ein Verkehrsmittel durch das andere zu ersetzen, sondern zu ergänzen. Noch heute, nach über 80 Jahren eines stetig steigenden Eisenbahnverkehrs, verkehrt die Postkutsche als Kraftpost planmäßig im Anschluß an die Bahnlinien auf verkehrsarmen Strecken. Es sind erst 20 Jahre seit dem ersten Motorflug, dem Luftsprung der Brüder Wright über $\frac{1}{4}$ km, vergangen, und es läßt sich gar nicht abschätzen, welche Entwicklung der Luftverkehr nehmen wird. Aber schon ist sicher, daß er überhaupt nur einen kleinen Teil der Lasten übernehmen kann, die jahraus, jahrein auf Schienen von Land zu Land und von Stadt zu Stadt geführt werden. Selbst die Entwicklung der Eisenbahn ist trotz ihrer verhängnisvollen Bindung an die Spur von 1435 mm und die Begrenzung des lichten Raumes (Wagenprofil) noch keineswegs abgeschlossen. Der erst jüngst eingeführten Verbundwirkung und Überhitzung wird auf den Dampflokomotiven die automatische Feuerbeschickung und die Kondensation folgen, ja vielleicht sogar die Ablösung der Kolbenmaschine durch die Turbine. Daneben geht planmäßig mit der wachsenden Ausnutzung der Wasserkräfte die Entwicklung des elektrischen Zugbetriebes, dessen Anfänge erst 4 Jahrzehnte zurückliegen. Also auch hier ist die Steigerung von Leistung und Wirtschaftlichkeit keineswegs abgeschlossen. Ich habe schon zu Anfang darauf hingewiesen, daß der ungeheure Aufwand für das Flugwesen während des Weltkrieges keineswegs dessen freie Entwicklung sichern konnte, sondern im Gegenteil die Gewöhnung der Besatzungen nur mäßige Änderungen der gebräuchlichen Bauarten zuließ, grundsätzlich Neues daher überhaupt nicht gebaut werden durfte. Schließlich war man ja auch durch die Herstellung der großen Mengen schon so in Anspruch genommen, daß für zeitraubende und kostspielige Versuche keine Zeit blieb. Um so schwerer ist die Umstellung auf die völlig anderen Bedingungen eines friedlichen Luftverkehrs. Denn der Luftverkehr steht und fällt mit seiner Wirtschaftlichkeit. Verkehrsunternehmer werden sich nur finden, wenn der Betrieb Gewinn verspricht, und Fluggäste nur, wenn die geschilderten Vorzüge der Luftbeförderung sich durch keinen

allzu hohen Preis erkaufen lassen. Es ist daher unerlässlich, auch nach dieser Richtung den begonnenen Vergleich zwischen Eisenbahn und Flugzeug fortzuführen. Wie wir der Entwicklung des Flugzeugbaues angesichts der Behinderung durch die feindlichen Baubeschränkungen vorgreifen müssen, so soll den Betriebserschwermissen der Eisenbahn in der Gegenwart Rechnung getragen werden, indem wir auf die Verhältnisse vor dem Kriege zurückgreifen. Das ist besonders auch aus dem Grunde erforderlich, weil sich Berechnungen der Wirtschaftlichkeit unter den heutigen schwankenden Wertverhältnissen überhaupt nicht durchführen lassen. Zunächst soll, bevor wir auf die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs allgemein eingehen, ein einzelnes Flugzeug von 3600 kg Vollgewicht mit einem Schnellzug mittlerer Länge verglichen werden.

Bei beiden Verkehrsmitteln können wir das Gesamtgewicht in 3 Teile zerlegen: 1. Beförderungsraum mit Fahrwerk, d. h. die Wagen beim Schnellzug bzw. das Flugwerk; unter Flugwerk versteht man die Gesamtheit aller Teile, die das Flugzeug zu einem motorlosen Flug — Gleitflug oder Segelflug — auch benötigen würde, — d. h. Flügel mit den 3 Steuervorrichtungen, Rumpfe zur Aufnahme aller Lasten und Fahrwerk zum Wassern oder Landen auf festem Boden oder Schnee. 2. Das Triebwerk. Es umfaßt bei der Eisenbahn Lokomotive und Tender, beim Flugzeug Motor mit Kühler, Kühlwasser und Schraube, gegebenenfalls Untersetzungsgetriebe, sowie sämtlichen Leitungen und Regelorganen. 3. Die Ladung, d. h. alle bewegliche Last. Sie umfaßt in beiden Fällen Betriebsstoffe, Beamte und Nutzlast. Als solche kommen nur Fahr- bzw. Fluggäste in Frage, wobei wir für jede Person einschließlich Gepäck durchweg mit 100 kg rechnen wollen.

Der Schnellzug möge aus 7 Personen- und 2 Dienstwagen von 18 m Länge zu je 43 t Leergewicht bestehen. Die Lokomotive wiege 80 t, von denen 50 auf die gekuppelten Achsen entfallen mögen; der Tender leer 20 t. Als Mittelwert während der Fahrt haben wir für Betriebsstoffe nur die Hälfte der gesamten Vorräte, gewöhnlich 21 t Wasser und 7 t Kohle, also 14 t anzusetzen. Von den 7 Personenwagen seien 3 für 1. und 2., 4 für 3. Klasse gebaut. Der Wagen habe 2 Abteile 1. und 4 Abteile 2., bzw. 8 Abteile 3. Klasse. Dann ergeben sich $3 \cdot 2 \cdot 4 = 24$ Sitze 1., $3 \cdot 4 \cdot 6 = 72$ Sitze 2. und $4 \cdot 8 \cdot 8 = 256$ Sitze 3. Klasse, zusammen 352 Sitze, so daß wir für Beamte und die Nutzlast rund 36 t anzusetzen hätten. Der ganze Zug wiegt darnach rund 550 t.

Die Rumpfe des Flugzeuges, dessen ausführliche Berechnung ich später durchführen werde¹⁾, wiegen etwa 500 kg, das Fahrwerk etwa 150 kg, die Flügel 500 kg. Hierfür wird die Geschwindigkeit zu 136 km/h ermittelt. Wir wollen jedoch außerdem ein Flugzeug im gleichen Gesamtgewicht mit stärkerem Triebwerk in Vergleich stellen, das eine 40 v. H. höhere Geschwindigkeit, d. i. rund 192 km/h erreichen soll. Dabei wird die Verteilung des Gewichts auf Triebwerk und Nutzlast für die Gewichte von Trag- und Fahrwerk von ganz untergeordnetem Einfluß sein. Für schwerere Motoren sind natürlich die Motorboote auch entsprechend kräftiger zu halten, dann kann aber der Haupttrumpf für die

¹⁾ Bader: Grundlagen der Flugtechnik, S. 143 ff. Teubner 1920.

Fluggäste, da dann nur eine geringere Zahl in Frage kommt, mit geringerem Materialaufwand hergestellt werden. In noch weit höherem Maße wird das Gewicht des Fahrgestells von der Verteilung des Gesamtgewichtes unabhängig sein, dagegen ändert sich das Flügelgewicht stark mit der Geschwindigkeit des Flugzeugs. Bei größeren Eigengeschwindigkeiten kommt man natürlich für Erzeugung gleichen Auftriebs mit kleineren Flächen aus. Als Regel für die Verkleinerung gilt: Das Produkt von linearer Dimension und Geschwindigkeit muß konstant gehalten werden. Wenn darnach auch der Flächeninhalt der Tragflügel bei der z. B. mit $\sqrt{2}$ vergrößerten Geschwindigkeit halb so groß sein darf, so stellt doch die höhere Flächenbelastung Ansprüche an die Festigkeit, die nur mit höherem Einheitsgewicht der Fläche erfüllt werden können. Das Flügelgewicht nimmt danach, wie ich in einer späteren Vorlesung¹⁾ zeigen werde, gesetzmäßig nur auf $1/\sqrt{2}$, also um etwa 30 v. H. ab, so daß wir für die höhere Geschwindigkeit mit 350 kg zu rechnen haben. Diese fordert, wie wir gleich sehen werden, zum Antrieb etwa den doppelten Leistungsaufwand, so daß auch mit dem doppelten Triebwerksgewicht zu rechnen ist. Dieses beträgt nach Maßgabe des Entwurfs 820 kg, für das schnellere Flugzeug also 1640 kg. Dann können 330 bzw. 460 kg Betriebsstoffe mitgeführt werden, wenn man für das Vollgewicht von 3600 kg mit einer Besatzung von 1 Führer und 12 bzw. 4 Fahrgästen rechnet.

$$\begin{aligned} 3600 - 500 - 150 - 500 - 820 - 13 \cdot 100 &= 330 \text{ kg} \\ \text{bzw. } 3600 - 500 - 150 - 350 - 1640 - 5 \cdot 100 &= 460 \text{ kg.} \end{aligned}$$

Setzt man den Widerstand ins Verhältnis zum Gewicht, so läßt er sich überraschenderweise für beide Verkehrsmittel auf gleichartige Formeln bringen. Der Zugwiderstand ist nach der sog. bayerischen Formel zu schätzen auf:

$$2,4 + 10 \cdot \left(\frac{V}{100}\right)^2 \text{ kg/t,}$$

und der Widerstand des Flugzeuges ergibt sich aus der Berechnung zu

$$53 + 38 \left(\frac{V}{100}\right)^2 \text{ kg/t.}$$

Während in der bayerischen Formel das unveränderliche Glied die Reibung der Räder auf den Schienen und der Achsstummel in den Radlagern angibt, bedeutet es beim Flugzeug das unveränderliche Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb für geometrisch ähnliche Tragflügel bei gleicher Einstellung gegen die Flugrichtung. Das mit der 2. Potenz der Geschwindigkeit veränderliche Glied in der bayerischen Formel schätzt den Energieverlust durch die Schienenstöße und den Luftwiderstand, der sich bei der aerodynamisch unübersichtlichen Form des Zuges der Berechnung völlig entzieht, nur sehr roh ab. Das veränderliche Glied in der Widerstandsformel des Flugzeuges besagt

¹⁾ S. 76.

natürlich nichts anderes, als daß der sog. schädliche Widerstand mit dem Quadrat der Geschwindigkeit zunimmt, wobei als zulässige Voraussetzung gelten darf, daß die den schädlichen Widerstand hervorrufenden Teile nach Ausmaß und Gestalt für kleine und große Geschwindigkeiten im wesentlichen unverändert bleiben. Für die vor dem Kriege erreichte Geschwindigkeit der Schnellzüge von 85 km/h ist der Widerstand also $2,4 + 7,2 = 9,6$ kg/t; für die kleine Geschwindigkeit der Widerstand des Flugzeugs $52 + 57 = 109$ kg/t; und für die große Geschwindigkeit $52 + 114 = 166$ kg/t.

Die Lokomotive hat an den Triebrädern natürlich auch den Widerstand der gekuppelten Räder zu überwinden, so daß sie bei höchster Geschwindigkeit auf wagerechter Strecke

$$9,6 \cdot 550 = 5300 \text{ kg}$$

Zugkraft entwickeln muß, während der Widerstand des Flugzeuges

$$109 \cdot 3,6 = 393 \text{ kg}$$

$$\text{bzw. } 166 \cdot 3,6 = 600 \text{ kg beträgt.}$$

Die effektive Leistung, die die Lokomotive an den Kurbelzapfen der Triebräder durch die Kurbelstangen abzugeben hat, ist danach:

$$N_e = \frac{1}{75} \cdot 5300 \cdot \frac{85}{3,6} = \frac{450\,500}{270} = 1670 \text{ PS.}$$

Die Überwindung des Widerstandes beim Flugzeug durch den Schraubenzug bringt jedoch weitere Verluste mit sich, so daß die Nutzleistung noch durch Division mit dem Schraubenwirkungsgrad zu vergrößern ist, um die effektive Leistung an der Schraubenwelle zu bestimmen. Diese beträgt

$$N_e = \frac{393 \cdot 136}{270 \cdot \frac{3}{5}} = 333 \text{ PS}$$

bzw.

$$N_e = \frac{600 \cdot 192}{270 \cdot \frac{2}{3}} = 650 \text{ PS,}$$

wobei wir durch die Schätzung der Schraubenwirkungsgrade auf 60 bzw. 67 v. H. die günstigeren Arbeitsverhältnisse bei größerer Fluggeschwindigkeit zu berücksichtigen versucht haben. In der Tat zeigt sich also, wie wir schon bei Aufstellung der Gewichte voraussetzten, daß die Erhöhung der Geschwindigkeit um nur 40 v. H. im vorliegenden Falle eine Verdoppelung der Leistung mit sich bringt, so daß man also statt der vorgesehenen 2 Motoren 4 bzw. wenn verfügbar, 2 Motoren doppelter Nennleistung einzubauen hat. Beim Einbau von 4 Motoren wäre zu berücksichtigen, falls je 2 Motoren in einem Boot angeordnet werden, daß die vornliegende Zugschraube den Wirkungsgrad der hintenliegenden Druckschraube herabsetzt.

Als Betriebsstoff kommt für Lokomotiven lediglich gute Steinkohle von etwa 7000 kcal/kg unterem Heizwert in Frage. Im Betrieb von Flugmotoren hat sich neben dem früher ausschließlich verwendeten Benzin von 10 500 kcal/kg, neuerdings auch Benzol von 9500 kcal/kg als Zusatz bis zu 50 v. H. bewährt. Durch den Umweg über Dampferzeuger und Dampfverbraucher ergeben sich bei der Ausnutzung der

Kohle in Lokomotiven außerordentlich hohe Verluste. Von der aufgewendeten Kohle gelangen nur rund $\frac{5}{8}$ in der Feuerung als fühlbare Wärme zur Entwicklung. Der Rest verbleibt in Schlackeneinschlüssen und geht unverbrannt als Kohlenoxyd mit den Feuergasen ab, oder er wird gar als glühender Ruß in der Rauchkammer durch Wasser abgelöscht. Von der entwickelten fühlbaren Wärme wiederum nimmt die Heizfläche nur etwa $\frac{3}{4}$ auf, der Rest verbleibt in der glühenden Schlacke und geht durch Strahlung und die Wärme der abziehenden Feuergase verloren. Der Kessel bringt also nur etwa $\frac{5}{8} \cdot \frac{3}{4} = \frac{5}{8}$ der aufgewendeten Energie zur Dampferzeugung. Wird Dampf von 11—12 at Überdruck gewonnen und auf 300° überhitzt, so sind für jedes kg Wasser, wenn dieses mit 10° gespeist wird,

$$730 - 10 = 720 \text{ kcal/kg}$$

aufzuwenden; davon lassen sich jedoch nur etwa $\frac{1}{7}$ bei zweifacher Expansion und in Zwillingsmaschinen gar nur $\frac{1}{8}$ in Arbeit umsetzen, da nur das Druckgefälle bis zum Druck der Atmosphäre ausgenutzt werden kann, so daß im wesentlichen die ganze Verdampfungswärme im Auspuff verloren geht. Als indizierte Leistung nutzbar wird also schließlich unter günstigsten Umständen nur rund $\frac{5}{8} \cdot \frac{1}{7} = \frac{1}{11}$ der Brennstoffwärme. Demgegenüber liefert die unmittelbare Verbrennung flüssiger Brennstoffe in der Kraftmaschine, selbst unter den ungünstigen Verhältnissen der schnellaufenden Fahrzeugmotoren, bis zu $\frac{3}{8}$ des Heizwertes als mechanische Arbeit¹⁾.

Weiterhin sind aber auch die Verluste im Getriebe des Flugmotors kleiner als bei der Übertragung der indizierten Leistung durch die Kurbelgetriebe auf die Triebräder der Lokomotive. Man kann bei Kolbenmaschinen annehmen, daß eine nahezu unveränderliche Reibungskraft bei dieser Übertragung zu überwinden ist, daß also der indizierte Druck sich um einen konstanten Wert vom effektiven unterscheidet. Für Flugmotoren findet man diesen Wert zu etwa $\frac{1}{7}$ des indizierten Druckes bei Normallast, bei Lokomotiven zu rund $\frac{1}{5}$. Es werden also schließlich vom Heizwert der Kohle als effektive Leistung gewonnen:

$$7000 \cdot \frac{5}{8} \cdot \frac{3}{4} \cdot \frac{1}{7} \cdot \frac{4}{5} = 500 \text{ kcal/kg};$$

vom Heizwert des flüssigen Brennstoffes, den wir im Mittel mit 10 000 kcal/kg annehmen, hingegen:

$$10\,000 \cdot \frac{3}{8} \cdot \frac{6}{7} = 3200 \text{ kcal/kg} = 3,2 \text{ kcal/g}.$$

Nun ist das Wärmeäquivalent der Leistung einer Pferdekraft während 1 Stunde:

$$1 \text{ PS} \cdot \text{h} = 75 \text{ kg m/s} \cdot 3600 \text{ s} \cdot \frac{\text{kcal}}{427 \text{ kg m}} = 632 \text{ kcal}.$$

Daraus folgt also ein Brennstoffverbrauch für die Lokomotive von:

$$\frac{632}{500} = 1,3 \text{ kg/PS}_e \text{ h};$$

¹⁾ B.M.W.-Motor. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt (weiterhin kurz mit Z.F.M. angeführt) 1922, S. 259.

des Flugmotors von:

$$\frac{632}{3,2} = 200 \text{ g/PS}_e \text{ h,}$$

wobei durch das „handelsüblich“ beigeschriebene „e“ darauf hingewiesen sein mag, daß es sich um effektive Leistung, also um die Leistung an der Kurbelwelle handelt. Dieser Brennstoffverbrauch gilt in der Tat für die Eisenbahn als Durchschnitt, für Flugmotoren als zulässiger Garantiewert. Für die Kolbendampfmaschine gibt man in Anbetracht des außerordentlich niedrigen Wirkungsgrades der ganzen Anlage zur genaueren Kennzeichnung der Ausnutzung des Dampfes im Zylinder, noch eine ähnliche Verbrauchsziffer mit dem Dampfverbrauch für die indizierte Pferdekraft und Stunde an. Wird, wie angenommen $\frac{1}{7}$ der Dampferzeugungswärme von 720 kcal in indizierte Leistung umgesetzt, so ist also das nutzbare Wärmegefälle 103 kcal/kg und der Dampfverbrauch

$\frac{632}{103} = 6,1 \text{ kg/PS}_i \text{ h.}$ Der Wasserverbrauch der Lokomotive ist also unter Berücksichtigung des angenommenen mechanischen Wirkungsgrades rund $\frac{6,1 \cdot 5}{1,3 \cdot 4} = 6$ mal so groß als der Kohlenverbrauch;

da der Tender etwa 3 mal so viel Wasser faßt wie Kohlen, muß die Lokomotive doppelt so oft Wasser wie Kohlen nehmen. Auf einer Reise z. B. von Berlin nach München, die vor dem Kriege im Mittel 11 Stunden mit den besten Zügen erforderte, werden insgesamt $1,3 \cdot 1670 \cdot (11 + 1) = 26 \text{ t}$ Kohle verbraucht. Die Lokomotive muß also etwa 3 mal Kohlen und 6 mal Wasser nehmen. In Rücksicht auf den hierdurch erforderlichen Verschiebedienst, auf den Dampfverbrauch durch die Dampfstrahlspeisepumpe (Injektor), die Bremsluftpumpe und die Zugbeheizung, sowie das Anheizen der Lokomotive wurde ein Zuschlag von 1 Stunde zur Reisezeit genommen, obwohl während des fahrplanmäßigen Aufenthaltes von den Zylindern eigentlich kein Dampf verbraucht wird. Die Kosten des Brennstoffes betragen bei einem Tonnenpreis von 15 M. an der Bekohlungsstelle $26 \cdot 15 = 390 \text{ M./Reise}$. Hingegen bringen auf der 655 km langen Strecke die Reisenden

1. Klasse	24 · 7	= 168 Pfg./km
2. „	72 · 4,5	= 324 „
3. „	256 · 3	= 768 „

also insgesamt:

$$\underline{12.60 \text{ M./km}}$$

und

$$12.60 \cdot 655 = 8260 \text{ M./Reise.}$$

Bei voller Besetzung beträgt also der Brennstoffanteil am Beförderungspreis nur rund $\frac{1}{20}$, während er für mittlere Besetzung bei nicht ganz fehlerfreier Trennung vom Güterverkehr tatsächlich zu 8—10 v. H. angegeben wurde.

Im Luftverkehr beträgt die Flugzeit Berlin-München nach der in der ersten Vorlesung entwickelten Formel unter wesentlicher Einhaltung

der Luftlinie von 510 km:

$$\frac{1,1 \cdot 510}{136} = 4,13 \text{ h}$$

bzw. mit der 40 v. H. höheren Geschwindigkeit 2,92 h. Der Betriebsstoffverbrauch ist also, wenn wir zum Brennstoffverbrauch von 200 g/PS_h noch den Schmierölverbrauch von etwa 10 g/PS_h hinzuzählen:

$$0,21 \cdot 333 \cdot 4,13 = 290 \text{ kg}$$

bzw.

$$0,21 \cdot 650 \cdot 2,92 = 400 \text{ kg}.$$

Der vorhin als Restgewicht errechnete Betriebsstoffvorrat gewährt also noch einen Sicherheitsüberschuß von rund 15 v. H. Als Betriebsstoffpreis wollen wir, um ganz sicher zu gehen, trotz der Beigabe von Benzol den Benzinpreis von 36 M. für 100 kg annehmen, der dann auch für das Schmieröl mitgelten möge. Danach kostet der Brennstoff 105 M. bzw. 145 M./Reise. Die einzige genaue Statistik, welche über einen unter ruhigen wirtschaftlichen Verhältnissen arbeitenden Luftverkehr vorliegt, haben die Vereinigten Staaten für ihren Luftpostbetrieb veröffentlicht, — danach beträgt der Brennstoffanteil etwa $\frac{1}{7}$ der gesamten Kosten. Man wird daher mit einem Flugpreis von

$$\frac{7 \cdot 105}{12} = 61 \text{ M.}$$

für den Fluggast, bei der höheren Geschwindigkeit jedoch erst mit

$$\frac{7 \cdot 145}{4} = 250 \text{ M.}$$

für den Fluggast auskommen. Da der Fahrpreis 1. Klasse (ohne Schnellszugszuschlag) $0,07 \cdot 655 = 46 \text{ M.}$ beträgt, wäre der erforderliche Luftverkehrszuschlag von 33 v. H. in Anbetracht der Verkürzung der Reisezeit von 11 auf 4 Stunden vollkommen gerechtfertigt, während für die weitere Verkürzung der Reisezeit um mehr als eine Stunde die Fluggäste wohl schwerlich das 4fache zahlen werden.

Immerhin haftet dieser Verwendung einer so großen Verhältniszahl zur Berechnung der Gesamtkosten aus den Brennstoffkosten eine bedenkliche Unsicherheit an, so daß es erforderlich erscheint, nach dem Vergleich mit der Eisenbahn auf die Einflüsse, die die Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges bestimmen, noch näher einzugehen. Dazu möge die folgende Rechnung dienen, deren Durchführung für den Entwurf von Flugzeugen unerläßliche Voraussetzung ist. Wir dürfen und wollen annehmen, daß der Flugpreis für die Streckeneinheit eben in Anbetracht der größeren Geschwindigkeit und Häufigkeit des Verkehrs höher liege, als der Eisenbahnfahrpreis, — und daß er um so höher liegen darf, je größer die Geschwindigkeit des Flugzeuges ist. Ja, wir erhalten sogar eine recht gute Annäherung an die erfahrungsgemäß zulässige Preisgestaltung, wenn wir den Kilometerpreis proportional der Beförderungsgeschwindigkeit bestimmen. Nimmt man z. B. an, daß bei den heute im Luft-

verkehr üblichen Geschwindigkeiten der Flugpreis das Doppelte des Fahrpreises 1. Klasse, bei einer fernerer Kürzung der Reisezeit um $\frac{1}{3}$, wie sie einer Fluggeschwindigkeit von etwa 200 km/h entspräche, jedoch das 3fache beträgt, so wird dagegen verkehrswirtschaftlich nichts einzuwenden sein. Die heute üblichen Fluggeschwindigkeiten liegen bei 140 km/h. Der doppelte Fahrpreis 1. Klasse beträgt — wenn wir wieder alles auf die Wertverhältnisse vor dem Kriege beziehen — 14 Pfg./km, so daß für einen Fluggast mit Handgepäck im Gesamtgewicht von rund 100 kg der auf die Gewichtseinheit bezogene Flugpreis also mit

$$p \cdot V = \frac{14}{100} \cdot \frac{V}{140} = \frac{V}{1000} \text{ Pfg./kg km}$$

anzusetzen ist. Für die Abschreibung der Betriebsmittel haben wir zunächst anzunehmen, daß die Lebensdauer des Flugwerks durch die Anzahl der Landungen bestimmt wird, da diese ja das ganze konstruktive Gefüge weit höher beanspruchen als der ganze Flug. Man kann annehmen, daß ein Flugzeug nach 750 Landungen abgeschrieben sein muß¹⁾. In dieser Zeit erfordert es etwa $\frac{2}{3}$ des Anschaffungspreises zur Instandhaltung. Der Anschaffungspreis beträgt rund 35 M./kg. Die im Maschinenbau allgemein übliche Beziehung auf die Gewichtseinheit ist der Beziehung auf irgendeine andere Einheit für Überschlagsrechnungen unbedingt vorzuziehen. Zu den Kosten des Flugwerkes sind Bau und Unterhalt seines Einstellraumes hinzuzurechnen. Für die mit der Größe des Flugzeuges wachsenden Baukosten kann man etwa den gleichen Preis, wie er für das Flugwerk angesetzt wurde, annehmen. Die Halle müßte in etwa 5 Jahren abgeschrieben werden und erfordert etwa $\frac{1}{3}$ ihres Baupreises für die Instandhaltung. Nimmt man an, daß das Flugzeug an nur 150 Tagen im Jahr fliegt und dann jeweils noch im Laufe des Tages an seinen Standort zurückkehrt, so kommen auf die 5 Jahre der Abschreibung $5 \cdot 2 \cdot 150 = 1500$ Landungen. Für die Flugwerkskosten sind also einschließlich Unterbringung anzusetzen:

$$f = 35 \cdot 100 \cdot \left(\frac{1}{750} \cdot \frac{5}{3} + \frac{1}{1500} \cdot \frac{4}{3} \right) = \frac{14}{9} \cdot (5 + 2) = 10,9 \text{ Pfg./kg}$$

für jede Landung. Vom Motor kann man annehmen, daß er eine weitere Instandsetzung nicht mehr rechtfertigt, wenn die Kosten für Überholungen den Anschaffungspreis erreicht haben. In Ermangelung weiterer Unterlagen soll auch der Motorpreis, der mit 45 M./PS angegeben wird²⁾, für alle anderen Teile des Triebwerkes gelten. Als gute Überschlagszahlen für die Gewichte kann man für den nackten Motor 1,8 kg/PS, für das Triebwerk 2,5 kg/PS gelten lassen. Die Lebensdauer der schnellaufenden Motoren ist mit 750 Betriebsstunden sicher nicht überschätzt. Für die laufende Wartung soll vorausgesetzt werden, daß für jede Stunde Flugzeit vor und nach dem Fluge 2 Monteure je $\frac{1}{4}$ Stunde

¹⁾ Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, Beiheft 7 der Z.F.M., S. 131.

²⁾ A. a. O., S. 128, vermindert mit dem 1918 gültigen Entwertungsfaktor der Mark.

für je 100 PS tätig sein müssen. Setzt man den Stundenlohn der Monteure mit 100 Pfg. an, so ergeben sich schließlich die Triebwerkskosten einschließlich Überholungen und Wartung zu

$$t = \frac{45 \cdot 100}{750} \cdot \frac{2,5}{1,8} \cdot 2 + 2 \cdot 2 \cdot \frac{1}{4} \cdot \frac{1}{100} \cdot 100 = \frac{50}{3} + 1 = 17,6 \text{ Pfg./PS}_e \text{ h.}$$

Durch den beige-schriebenen Zeiger „e“ soll wieder darauf hingewiesen werden, daß es sich um die effektive Leistung an der Kurbelwelle, die sog. „Wellenleistung“, handelt. Für Betriebsstoffkosten b wollen wir wieder, unabhängig von der Benzolbeimischung, auch für das Schmieröl den Preis von 36 M./100 kg = 36 Pfg./kg ansetzen. Zu diesen unmittelbaren Betriebskosten kommt schließlich nur noch das Gehalt des Führers, das man zweifellos nach seiner Inanspruchnahme bemessen wird; mit 5 M./h bei einer garantierten Mindestzeit von 100 Flugstunden im Monat wird man der verantwortungsvollen Tätigkeit des Führers zweifellos gerecht. Übrigens hat dieser Betrag keinen erheblichen Einfluß auf die Gesamtkosten. Als Lohn des Führers ist also $l = 500$ Pfg./h anzusetzen. Für allgemeine Unkosten der Organisation, Werbetätigkeit, Platzmieten, soweit diese nicht in die oben angegebenen Unterbringungskosten einbezogen sind, u. s. f. werde ein nicht näher zu bestimmender Kostenzuschlag von k Pfg./km gerechnet. Die Rechnung zielt auf eine Darstellung des Unternehmergewinns g Pfg./km für verschiedene Streckenlängen in Abhängigkeit von der Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges. Dann lautet die Gleichung: Einnahmen = Ausgaben + Gewinn für einen Flug über s km

$$(p \cdot V) \cdot P \cdot s = f \cdot G_F + t \cdot N \cdot z + b \cdot 0,21 \cdot N \cdot z + l \cdot z + k \cdot s + g \cdot s,$$

hierin bedeutet, wie ersichtlich P die Nutzlast in kg, G_F das Gewicht des Flugwerkes, N die Wellenleistung des Triebwerkes, z die Flugdauer. Setzen wir, wie oben, das Triebwerksgewicht mit 2,5 kg/PS an, so folgt P aus der Gleichung des Gesamtgewichts:

$$G = G_F + 2,5 \cdot N + 0,21 \cdot N \cdot z + 100 + P,$$

wobei das Gewicht des Führers einschließlich Kleidung und Handgepäck wieder mit 100 kg angenommen ist. Das Gewicht der Flügel wollen wir in Übereinstimmung mit der oben begründeten Schätzung umgekehrt proportional der Geschwindigkeit V (für 136 km/h mit $\frac{1}{8}$ des Gesamtgewichts) ansetzen, während Rumpf und Fahrgestell wesentlich unabhängig von der Größe des Triebwerkes G_R kg wiegen.

$G_F = G_R + \frac{G}{8} \cdot \frac{136}{V}$. Unter Zugrundelegung der in der letzten Vor-

lesung begründeten Annahme für die Abhängigkeit des Widerstandes von der Geschwindigkeit hat man für ein gegebenes Gesamtgewicht schließlich anzusetzen:

$$N = \left[Q + R \left(\frac{V}{100} \right)^2 \right] \cdot \frac{V}{3,6} \cdot \frac{1}{75} \cdot \frac{1}{\eta_s} \text{ PS}_e.$$

Mit der in der ersten Vorlesung entwickelten Formel für die Flugdauer

$$z = 1,1 \cdot \frac{s}{V}$$

ergibt sich also:

$$k + g = p \cdot V \cdot (G - 100) - \frac{1,1 \cdot l}{V} - \left(\frac{f}{s \cdot V} + p \right) (17 \cdot G + G_R \cdot V) - \frac{Q + R \left(\frac{V}{100} \right)^2}{270 \cdot \eta_s} \cdot 1,1 \cdot 0,21 \left(\frac{t}{0,21} + b + \frac{2,5 p}{1,1 \cdot 0,21} \cdot V^2 + p \cdot V \cdot s \right)$$

d. h. eine Gleichung fünften Grades, deren Höchstwert sich also nur zeichnerisch bestimmen läßt. Um uns von der Unsicherheit der obigen Schätzungen der Flugwerks- und Triebwerkskosten zu befreien, soll die

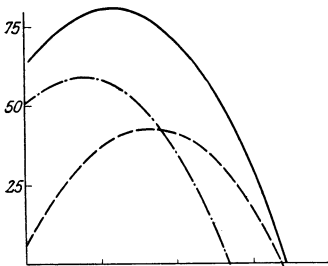


Bild 9. Billiges Flugwerk.
Teueres Triebwerk.

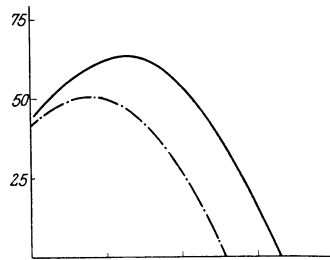


Bild 10. Teures Flugwerk.
Teueres Triebwerk.

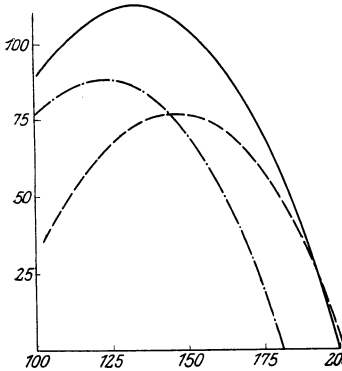


Bild 11. Billiges Flugwerk.
Billiges Triebwerk.

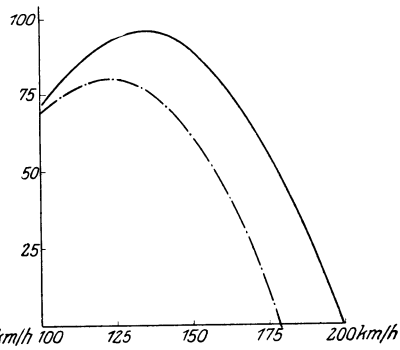


Bild 12. Teures Flugwerk
Billiges Triebwerk.

Ertrag ($k + g$) Pfg./km für ein Verkehrsflugzeug von 3600 kg Vollgewicht in Abhängigkeit von der Eigengeschwindigkeit

----- für Strecken von 100 km, ————— für Strecken von 500 km,
- - - - - für Strecken von 1000 km.

Darstellung den Schätzungswert zwischen den um ein Drittel darüber- und darunterliegenden Grenzen einschließen. Die Diagramme bezeichnen also mit „billiges Flugwerk“ (Bild 9 und 11) einen Wert $f = 7,5$ Pfg./kg und Landung; mit dem doppelten Betrag soll „teures Flugwerk“ angesetzt werden. Ebenso ist das Triebwerk einmal billig

(Bild 11 und 12) mit $t = 12,5$ Pfg./PS h und für die oberen Bilder teuer mit 25 Pfg./PS h angenommen. Als Parameter der Kurven wurden Flugstrecken $s = 100, 500$ und 1000 km angenommen. Der Wirkungsgrad der Luftschrauben für Fluggeschwindigkeiten von $100\text{--}200$ km/h nehme linear von 60 auf 70 v. H. zu. Für die Werte G , G_R , Q und R sind die vorhin angegebenen Zahlen eingeführt:

$$\begin{aligned} G &= 3600 \text{ kg}, \\ G_R &= 500 + 150 = 650 \text{ kg}, \\ Q &= 53 \cdot 3,6 = 190 \text{ kg}, \\ R &= 38 \cdot 3,6 = 137 \text{ kg}. \end{aligned}$$

Die Kurven zeigen merkwürdigerweise völlig unabhängig von den Kosten der Betriebsmittel eine größte Wirtschaftlichkeit immer bei einer bestimmten Geschwindigkeit, und diese Geschwindigkeit ist um so kleiner, je größer die Strecke ist. Das ist natürlich darin begründet, daß die starken Triebwerke für große Geschwindigkeiten um so mehr Betriebsstoffe mit sich führen müssen, je länger die Strecke ist, so daß dann nicht genug nutzbare Last frei bleibt, um eine entsprechende Einnahme zu erzielen. Der Höchstwert liegt für 100, 500 und 1000 km Entfernung etwa bei 145, 135 und 120 km/h¹⁾. Diese Geschwindigkeiten höchster Wirtschaftlichkeit sind natürlich stark von der Wahl des Flugpreises abhängig. Während, wie gesagt, bei großen Entfernungen, die Betriebsstoffgewichte die Aufnahmefähigkeit für Fluggäste beeinträchtigen, erfordern kleine Entfernungen zu schnelle Abschreibungen des Flugwerkes, so daß Strecken von nur 100 km bei hohen Flugwerkskosten dem Unternehmen sogar Verlust brächten; die Kurven liegen unter der Abszissenachse.

Die Darstellung gilt im wesentlichen auch für andere Flugzeuge, wenn die Flugwerksgewichte und die Widerstände Q und R kg im gleichen Verhältnis zum Gesamtgewicht stehen. Gewinn und Unkosten ändern sich dann nahezu mit dem Gesamtgewicht.

II. Die Luftkräfte.

4. Form- und Reibungswiderstand.

Die Zusammenarbeit von Theorie und Praxis ist in einer so jungen Technik wie dem Flugzeugbau noch nicht bis zu der Vollkommenheit entwickelt, die ältere Techniken zu ihren hervorragenden Leistungen befähigt. Theoretiker und Praktiker haben während der kurzen Zeit der Entwicklung noch nicht Gelegenheit genug gehabt, die Leistungen der anderen Seite angemessen einzuschätzen. Der Theoretiker jedoch als der höher Geschulte hat die Pflicht, hier zuerst Weitblick zu beweisen; Weitblick, was die Leistungen des Praktikers anbelangt und Weitblick über den Geltungsbereich der eigenen Theorien. Denn das

¹⁾ Die von Vogt a. a. O. berechneten Kurven sind unter anderem mit der unzulässigen Voraussetzung $R = 0$ für großes Q gewonnen und ergeben daher viel zu hohe Werte für die wirtschaftlichen Geschwindigkeiten.

Wort „Theorie“ heißt doch nichts anderes als: Schau, Blick, Sicht. Theorie ist nichts weiter als das Bestreben, die mannigfachen Erfahrungen unter einen Gesichtspunkt zu bringen, das Geschaute zu Vorstellungen, Vorstellungen zu Begriffen zu verdichten und mit diesen Begriffen Gesetze zu gestalten; Gesetze, nach denen die konstruktive Gestaltung in der Praxis erfolgen kann. Sollen sich diese Gesetze bewähren, so muß der Theoretiker eben immer ihren Geltungsbereich scharf umreißen; ebenso wie der geschulte Praktiker die Zuverlässigkeit seiner Rechnungsergebnisse durch die wahrscheinlichen Fehler der eingesetzten Grundwerte begrenzt; ja nach deren Genauigkeit schon das Rechenverfahren wählt. Der Flugzeugbau gibt keinen Anlaß, den 25 cm-Rechenschieber mit einem genaueren Rechenmittel zu vertauschen. Denn die meteorologisch überaus veränderlichen Betriebsbedingungen und die wechselnden Ansprüche des Verkehrs erfüllen selten genau die Voraussetzungen der Rechnung, die natürlich auf höchste Wirtschaftlichkeit des Betriebes zielt. Aber auch die rechnerischen Unterlagen sind vorläufig zahlenmäßig höchstens bis auf wenige Tausendstel bekannt; denn die Theorie hat die Genauigkeit der Messungen noch nicht erreicht und man hat daher kein Mittel, die Meßwerte kritisch zu beurteilen. Daß wir überhaupt schon die gemessenen Abhängigkeiten theoretisch erklären können, ist das Ergebnis tiefeschürfender Arbeit weniger hervorragender Männer während der letzten zwei Jahrzehnte. Vor allen verdienen hier Kutta, Lanchester, Joukowski, Prandtl und seine Mitarbeiter genannt zu werden.

Die älteren Theorien des Luftwiderstandes waren durchaus unzulänglich. Immerhin gibt die Widerstandsformel von Newton schon Aufschluß über die Größen, von denen die Luftkräfte abhängen. Newton setzt voraus, daß die Luft aus einer lockeren Schar von kleinsten Körpern bestehe, die mit gleich großer Geschwindigkeit nacheinander auf den festen Körper auftreffen, in gleicher Art, wie etwa ein Wasserstrahl eine Platte trifft. Hat der Strahl den Querschnitt $Q \text{ m}^2$ oder wird, was hiernach auf dasselbe hinauskommt, eine lotrechte Platte vom Querschnitt Q wagrecht durch die Luft geführt, so ist die in der Sekunde auftreffende Masse $\rho \cdot Q \cdot v \text{ kg s/m}$, wenn $v \text{ m/s}$ die Geschwindigkeit und $\rho \text{ kg s}^2/\text{m}^4$ die Dichte der Flüssigkeit bedeutet, also die mittlere Raumerfüllung der Schar von Massenteilchen. Diese Masse verliert nun beim Auftreffen auf die Platte ihre Geschwindigkeit und erhält sie beim elastischen Stoß nach entgegengesetzter Richtung wieder. Dann sind also die Massenteilchen wie kleine Tennisbälle anzusehen, die nach Umkehrung ihrer Geschwindigkeit in den Raum zurückkehren. Man kann jedoch auch die Teilchen als völlig unelastisch auffassen, so daß sie wie in Sumpf fallende Steine die Geschwindigkeit völlig verlieren. Multipliziert man nun die in der Zeiteinheit auftreffende Masse mit der Geschwindigkeitsänderung, so ergibt sich die Größe der Stoßkraft

$$\rho \cdot Q \cdot v \cdot 2v \quad \text{bzw.} \quad \rho \cdot Q \cdot v \cdot v \text{ kg.}$$

Die Größe des so berechneten Widerstandes entspricht keineswegs den Erfahrungen. Meßwerte liegen weit unterhalb selbst des kleineren

Wertes. Es ist ja auch nicht vorzustellen, wie die kleinen Teilchen beim elastischen Stoß geradlinig in den Raum zurückkehren sollten, ohne mit ihren Nachfolgern zusammenzustoßen, oder ihre Geschwindigkeit völlig verlieren könnten, ohne gewissermaßen die Masse des Widerstandskörpers stetig zu vergrößern. Die Luft wird vielmehr nach der Seite ausweichen, ja, um sich ein abgeschlossenes Bild von ihrem Verbleib zu machen, muß man sich zweifellos auch Rechenschaft über die Bewegung der Luft hinter dem festen Körper geben.

Dazu dienen die sogenannten Eulerschen Bewegungsgleichungen, die in Gemeinschaft mit der Bedingung stetiger Raumerfüllung die Bewegung von Flüssigkeiten zu verfolgen gestatten. Ich sage mit Absicht Flüssigkeit, wiewohl die Luft ja nur vom Physiker mit dem Beiwort zusammendrückbar als Flüssigkeit angesprochen wird. Denn der Begriff der Flüssigkeit im gemeinverständlichen Sinn deckt sofort den Fehler des Bildes von Newton voll auf. Wir haben es ja eben nicht, wie bei dem gegen eine Platte gespritzten Strahl um eine kleine bewegte Menge großer Dichte (Wasser) in einer großen ruhenden Menge kleiner Dichte (Luft) zu tun; sondern der Körper, der von der bewegten Flüssigkeit getroffen wird, ist auch seitlich und auf der Rückseite von Flüssigkeit gleicher Dichte umgeben und kein Teilchen kann sich bewegen, ohne ein anderes zu verdrängen. Daß diese Verdrängung auch bei Gasen, d. h. den sogenannten zusammendrückbaren Flüssigkeiten, nicht einfach auf dem Wege der Dichteänderung geschieht, zeigt eine kurze Rechnung. Nehmen wir wenigstens der Größenordnung nach Newtons Formel zu Recht bestehend an, so gibt $\rho \cdot v^2$ kg/m² die mittlere Druckänderung. Diese beträgt bei einer Flugzeuggeschwindigkeit $V = 140$ km/h, d. i. $v = 140 : 3,6$ m/s und der mittleren Dichte der Luft an der Erdoberfläche $\rho = 1/8$ kg s²/m⁴ $\rho \cdot v^2 = 200$ kg/m². Nun ist der Druck der Atmosphäre in Bodennähe rund 1 at = 10 000 kg/m². Die Dichteänderung infolge der Beschleunigungsdrucke in der Flüssigkeit liegt also in der Größenordnung von wenigen Hundertsteln. Darnach darf man die Bewegungen der Luft so berechnen, als ob es sich um eine Flüssigkeit von unveränderlicher Dichte handelt. Wir können also ohne weiteres die Eulerschen Gleichungen anwenden und erhalten so z. B. als Strömungsbild um ein zur Windrichtung senkrecht rundes Rohr Bild 13. Die Flüssigkeit, die in Richtung der eingetragenen „Stromlinien“ strömt, wird von der Mitte aus nach rechts und links abgedrängt, um mit erhöhter Geschwindigkeit die Seiten des Zylinders zu umfließen und sich hinter dem Körper wieder zu schließen. Die der wagerechten Achse nächstliegenden Stromfäden verlieren durch die Drucksteigerung vor dem Hindernis ihre Geschwindigkeit zum großen Teil, drängen dann langsam nach außen und müssen dann mit erhöhter Geschwindigkeit am Hindernis vorbeigleiten, um die Verengung des ganzen Stromquerschnitts durch das Hindernis auszugleichen. Diese höhere Geschwindigkeit verlieren sie wieder, wenn sie sich hinter dem Körper gegen die Achse zu treffen. Die Verzögerung an der Vorderseite bewirkt eine Drucksteigerung der Flüssigkeit. Die Geschwindigkeitssteigerung auf den Seiten erzeugt einen Saugdruck auf den Körper und

der Verlust der Geschwindigkeitserhöhung hinter dem Körper bringt wieder eine Drucksteigerung. Für jedes durch zwei benachbarte Stromlinien begrenztes Stromfadenstückchen von der Länge ds und vom Querschnitt $q \text{ m}^2$ gilt:

$$dP \cdot q = (q \cdot ds \cdot \rho) \cdot \frac{dv}{dt} \quad \text{oder mit} \quad ds = v \cdot dt$$

die sog. Bernoullische Gleichung für die Druckänderung in der Strömungsrichtung:

$$dP = v dt \cdot \rho \cdot \frac{dv}{dt} = \rho \cdot v dv = \rho \cdot d\left(\frac{v^2}{2}\right) \text{ kg/m}^2.$$

Jede Abnahme der kinetischen Energie bedeutet also eine Zunahme der potentiellen, d. h. jede Abnahme der Geschwindigkeit eine Zunahme

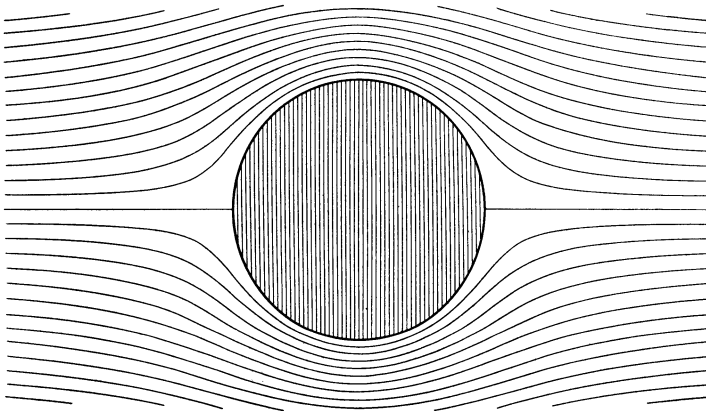


Bild 13. Verlauf der Stromlinien um einen runden Zylinder.

des Druckes. Umgekehrt bedingt jede Zunahme der kinetischen Energie eine Minderung der potentiellen, also eine Steigerung der Geschwindigkeit einen Druckabfall. Bei Änderungen dieser Größen gilt

$$\Delta P = \rho \cdot \frac{v^2}{2} - \rho \cdot \frac{v'^2}{2} = \frac{\rho v^2}{2} \cdot \left[1 - \left(\frac{v'}{v}\right)^2 \right].$$

Durch den Beistrich werden die örtlichen Werte der Geschwindigkeit gegenüber dem Mittelwert v , d. h. dem Wert der ungestörten Strömung gekennzeichnet. Der Wert $\rho \frac{v^2}{2}$ bezeichnet die größte Drucksteigerung,

die die Flüssigkeit örtlich durch den völligen Verlust ihrer Geschwindigkeit erreichen kann. Man bezeichnet ihn als Staudruck. Die eckige Klammer gibt also die Druckänderungen in Vielfachen des Staudruckes an. Ihren Wert kann man ohne weiteres aus maßstäblich gezeichneten Strombildern entnehmen; denn die Breite jedes Stromfadens muß bei einer ebenen Strömung, die also senkrecht zum Querschnitt durchaus

gleichartig verläuft, umgekehrt proportional der Geschwindigkeit sein. Das Geschwindigkeitsverhältnis v'/v ist also umgekehrt proportional dem Abstand benachbarter Stromlinien. Für die flugtechnische Anwendung allein wichtig ist die Druckverteilung längs der Oberfläche des Körpers. So ergibt sich aus dem genauen Strombild 13 für die Strömung um einen runden Stab die in Bild 14 wiedergegebene Druckverteilung längs seines Umfanges. Die auf der Symmetrieachse des Strömungsbildes liegenden Umfangspunkte des Querschnittes bezeichnet man als Staupunkte, weil an ihnen der volle Staudruck als Überdruck wirkt.

Für das Verständnis eines Strombildes hat man außer dieser Beziehung zwischen Druckänderung und Größenänderung der Geschwindigkeit eine weitere Gesetzmäßigkeit anschaulich zu machen, über die Abhängigkeit der Richtungsänderungen von den Größenänderungen der Geschwindigkeit. Wir betrachten zu dem Zweck wiederum den einfachsten Fall einer ebenen Strömung. Längs eines Stückchens ds einer

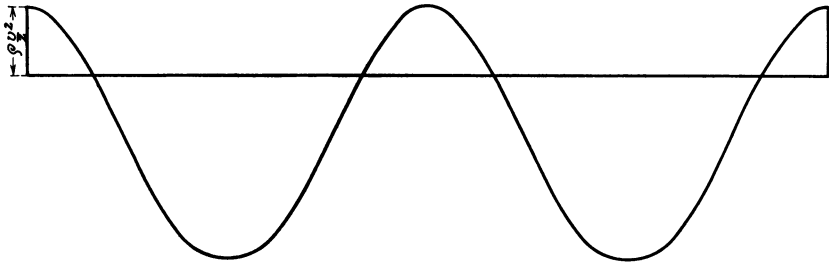


Bild 14. Verlauf des Strömungsdruckes längs des Umfanges eines runden Zylinders (Umfang hier und weiterhin von der Vorderkante aus abgewickelt im Uhrzeigersinn).

gekrümmten Stromlinie möge ein (unendlich kleiner) Überdruck dP in Richtung auf den Krümmungsmittelpunkt wirken. Dann wird er dem Stromteilchen von der Tiefe l , Länge ds und Breite dr eine Richtungsänderung $d\alpha$ entsprechend dem Krümmungshalbmesser r erteilen:

$$dP \cdot l \cdot ds = (l \cdot ds \cdot dr \cdot \rho) \cdot \frac{dv}{dt}$$

also mit

$$dv = v \cdot d\alpha, \quad ds = v \cdot dt = r \cdot d\alpha,$$

$$dP = dr \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{r}.$$

Soll nun diese Richtungsänderung durch die Größenänderung der Geschwindigkeit bewirkt werden, also ohne Hinzukommen äußerer Kräfte, lediglich durch die Änderung des Flüssigkeitsdruckes, so müssen die beiden Druckänderungen einander gleich sein, d. h.:

$$-\rho \cdot v \cdot dv = \rho \cdot v^2 \cdot \frac{dr}{r} \quad \frac{dv}{v} + \frac{dr}{r} = 0 \quad v \cdot r = \text{const.}$$

Daraus ist zu folgern, daß längs einer Stromlinie mit unveränderlicher Krümmung auch die Geschwindigkeit sich nicht ändern kann und daß

eine kreisende Flüssigkeitsbewegung nur in der Form möglich ist, daß die Geschwindigkeit umgekehrt proportional dem Abstand von der Achse abnimmt. Eine derartige Bewegung, wie sie häufig sich einer geradlinigen Strömung überlagert, nennt man einen Wirbel (Bild 15). In Anwendung auf den vorliegenden Fall der Störung einer geradlinigen Strömung durch ein Hindernis läßt sich die Gesetzmäßigkeit ihrer Ableitung entsprechend natürlich nur längs sehr kurzer Stücke der Stromlinien anwenden. Sie leitet jedoch zu einer anschaulichen

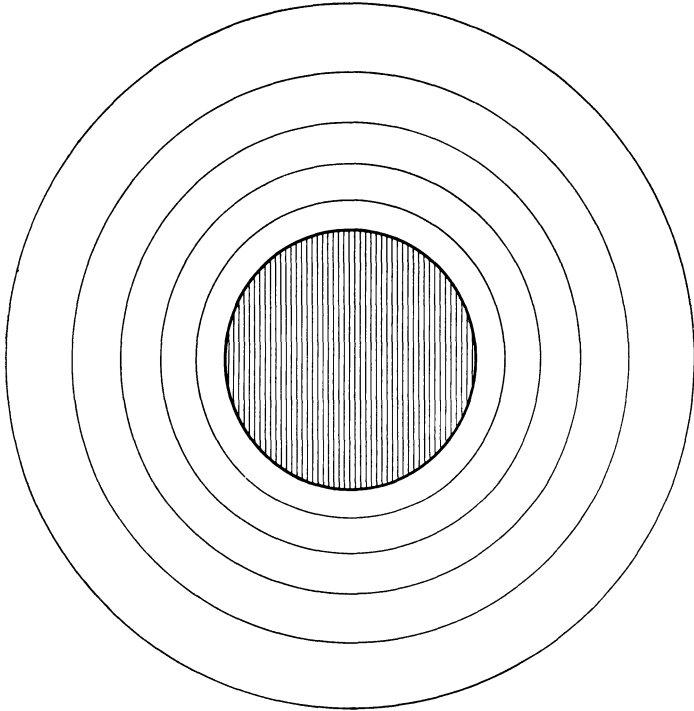


Bild 15. Kreisende Flüssigkeitsbewegung um einen runden Zylinder. Der nach außen zunehmende Abstand der Stromlinien kennzeichnet die nach außen abnehmende Umlaufgeschwindigkeit.

Durchdringung eines vorliegenden Strombildes an. So kann man nicht nur aus der Verdichtung der Stromlinien seitlich des Körpers (Bild 13), die gewissermaßen auf die Verkleinerung des Stromquerschnittes zurückzuführen ist, auf einen Druckabfall durch Erhöhung der Geschwindigkeit, sondern schon aus der dort stärksten Krümmung der Stromlinien auf einen starken Unterdruck auf beiden Seiten schließen. Würde also das Rohr in Richtung der Strömung in der Mittelebene getrennt, so würde die Strömung die beiden Hälften voneinander abheben. Wird das Rohr jedoch senkrecht zur Strömungsrichtung zerlegt, so werden an jeder Hälfte für sich die Druckwirkungen vollkommen durch die Saugwirkungen aufgehoben. Die Strömung äußert also auch auf den ganzen Körper keine

Kräfte, weder in der Strömungsrichtung noch senkrecht dazu. Um nun der Erfahrung gerecht zu werden, daß in Wirklichkeit dennoch Widerstandskräfte in Richtung der Strömung gemessen werden, haben wir eine weitere Eigenschaft wirklicher Flüssigkeiten in Betracht zu ziehen, die man ihrer

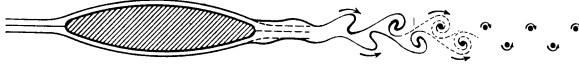


Bild 16. Verlauf der Strömung an einem Brückenpfeiler. Die im Bild 17 dargestellten Wirbelfäden, die sich in der Trennschicht zwischen dem Strom und dem hinter dem Pfeiler stehenden „toten Wasser“ bilden, vereinigen sich zu größeren Wirbeln, die sich wechselweise vom Hindernis ablösen und mit regelmäßigem Achsabstand schließlich gegeneinander ins Gleichgewicht setzen.

Geringfügigkeit wegen bei Aufzeichnung der Strömungsbilder nach den Euler'schen Gleichungen außer acht zu lassen pflegt, d. i. die Reibung. Die Vernachlässigung der Reibung besteht zu Recht, solange nur kleine stetige Geschwindigkeitsänderungen in der Flüssigkeit auftreten. Die Oberfläche eines Stromhindernisses hält jedoch die Flüssigkeit fest, so

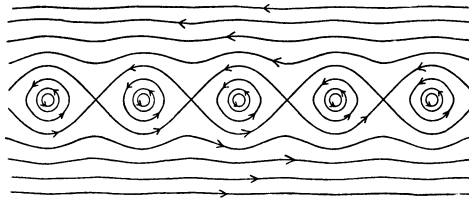


Bild 17. Wirbelfäden in der Trennschicht einer Unstetigkeitsfläche.

daß in der unmittelbar anliegenden sogenannten Grenzschicht eine beträchtliche Geschwindigkeitsänderung auftritt. Dadurch werden nun eben gerade die dem Körper unmittelbar benachbarten Stromfäden am stärksten beeinflusst, so daß man sich wohl vorstellen kann, daß die

Reibung auf den Druck an der Oberfläche des Körpers ausschlaggebenden Einfluß gewinnen kann. Diesen Einfluß kann man leicht an Strompfeilern von Brücken verfolgen. Betrachtet man die Stirnseite des Pfeilers, so sieht man eine stehende Welle, die sich an der vordersten Kante am höchsten erhebt und von da stetig nach beiden Seiten abfällt, so daß die Benässung des Pfeilers längs seines Umfanges etwa nach Bild 18 verläuft, wenn der Pfeiler nach Bild 16 den Querschnitt einer Ellipse mit Achsenverhältnis 1 : 4 hat. Stromab verläßt jedoch

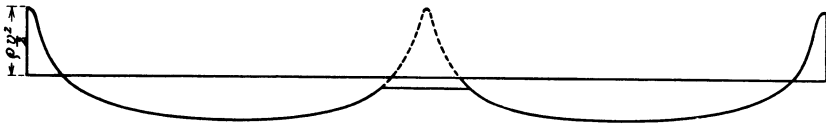


Bild 18. Verlauf des Strömungsdruckes längs des Umfanges eines Strompfeilers. — — — — — unter Vernachlässigung des Einflusses der Reibung.

plötzlich die Strömung die Oberfläche des Pfeilers an bestimmten Punkten, sie bricht auf beiden Seiten aus der Verfolgung des Umrisses aus und in dem eingeschlossenen Raum steht unruhig „totes“ Wasser hinter dem Pfeiler. Die Erscheinung beruht darauf, daß die dem Umriß benachbarten Stromfäden durch die Reibung verzögert

werden und infolgedessen nicht mehr die Geschwindigkeit besitzen, die sie haben müssen, um in das Gebiet steigenden Druckes, wie ich es vorhin geschildert habe, einzudringen. Sobald die Verzögerung durch die Druckzunahme, wie sie das ideale Strömungsbild ermitteln läßt, einen gewissen Wert überschreitet, verläßt eben plötzlich die Strömung die bisher eingehaltene Richtung und gleitet mit einer endlichen Geschwindigkeitsdifferenz an der hinter dem Pfeiler stehenden Wassermasse vorbei. Die Reibung hat nun zur Folge, daß diese aneinander vorbeigleitenden Flüssigkeitsflächen vordringenden Teilchen ihre Geschwindigkeit zu erteilen suchen, so daß das Gleiten nicht wie zwischen zwei ebenen Platten ohne Abstand geschieht, sondern wie bei einem ebenen Rollenlager. Die Rollen sind in diesem Falle Wirbelfäden, die sich aus den benachbarten Flüssigkeitsmassen immer mehr bereichern, bis sie zu mächtigen Wirbeln werden. Die Wirbel erfüllen schließlich den ganzen Raum hinter dem Pfeiler und die entgegengesetzt drehenden Wirbel der beiden Seiten suchen einander zu verdrängen. Der jeweils größere wird von dem kleineren abgeschoben, bis er durch dessen Nachfolger dasselbe Schicksal erfährt. Es ergibt sich so hinter festen Körpern ein bestimmtes gesetzmäßiges Strömungsbild von sich periodisch ablösenden Wirbeln, die in größerer Entfernung unveränderlich bestimmte Abstände der Wirbelachsen längs und quer zur Strömung voneinander zeigen. Die Erzeugung dieser Wirbel ist selbstverständlich an einen Leistungsaufwand geknüpft und dieser Leistungsaufwand ergibt sich aus der Druckdifferenz zwischen Vorder- und Hinterseite des Körpers. Denn während die Verzögerung der Flüssigkeit auf der Vorderseite den am Pfeiler in der Stauwelle sichtbaren Überdruck brachte, ist auf der Hinterseite im „Totwasser“ schwacher Unterdruck durch die Saugwirkung der mit hoher Geschwindigkeit vorbeigleitenden Strommassen. Man hat nun mit Erfolg versucht, diesen Druckunterschied herabzusetzen oder gar zu beseitigen; einfach indem man den kritischen Druckanstieg, bei dem die Flüssigkeit aus der Verfolgung des Umrisses auszubrechen droht, durch entsprechende Gestaltung des Querschnittes hinauszögert. Verlängert man z. B. den elliptischen Querschnitt zu

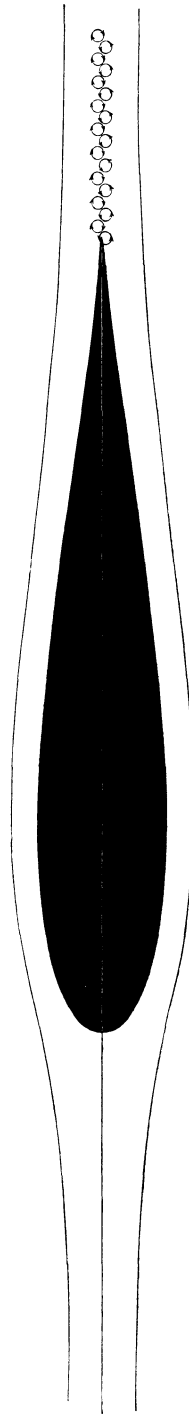


Bild 19. Verlauf der Stromlinien um einen Zylinder mit „tropfenförmigem“ Querschnitt. Durch die stetige Verjüngung des Querschnittes nach hinten wird die Ablösung der Strömung (Bild 16) verzögert.

einem tropfenförmigen Querschnitt (Bild 19) so gelingt es, den Druck hinter dem Körper so stetig steigen zu lassen (Bild 20), daß eine stetige Verzögerung der Flüssigkeit bis nahe an die Austrittskante heran stattfindet. Die Unstetigkeitsflächen bilden sich also erst, wenn der Körper sich auf einen verschwindend kleinen Querschnitt verjüngt hat. Damit ist ein nennenswerter Formwiderstand zwar vermieden; unvermeidlich ist hingegen der Widerstand durch die Schubspannungen, die zwischen der bewegten Flüssigkeit und der dem ruhenden Körper anhaftenden Flüssigkeitsschicht auftreten. Diese Spannungen bewirken einmal verzögernde Kräfte längs der Oberfläche und haben andererseits auch zur Folge, daß an der Austrittskante nicht mehr der volle Staudruck erreicht werden kann. Welch erhebliche Abnahme des Widerstandes bei gegebenem größtem Querschnitt Q sich auf die angegebene Weise er-

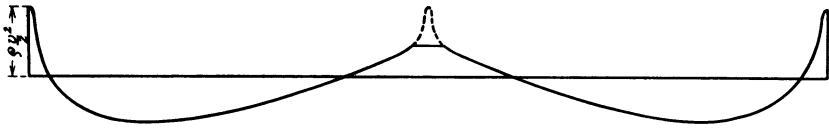


Bild 20. Verlauf des Strömungsdruckes längs des Umfanges eines Zylinders mit „tropfenförmigem“ Querschnitt. Durch die stetige Abnahme des Querschnittes nach hinten läßt sich ein nahezu vollkommener Wiederanstieg des Druckes bis zum Staudruck erreichen.

reichen läßt, zeigt die nachstehende Tabelle, die die Faktoren enthält, mit denen die aus Newtons Formel für den unelastischen Stoß folgende Widerstandskraft zu vermindern ist:

Erzeugender Schnitt	Ebene Strömung Zylinder	Räumliche Strömung Umdrehungskörper
Gerade	Rechteckige Platte 0,78	Runde Platte 0,55
Kreis	Kreiszylinder 0,15 — 0,6	Kugel 0,10
Ellipse	Elliptischer Zylinder 0,10	Ellipsoid 0,05
Tropfen	Strebe 0,02 — 0,08	Rumpff 0,02 — 0,04 ¹⁾

Zylinder, die man durch die Bewegung des angegebenen Schnittes²⁾ senkrecht zur Strömungsrichtung erzeugt, haben ersichtlich wesentlich höhere Werte des Widerstandes, als Umdrehungskörper mit dem entsprechenden Längsschnitt, wie sie durch Drehung des Schnittes um eine in der Flugrichtung liegende Achse entstehen. Von anderen Einflüssen abgesehen, würde ja durch das Ausbrechen der Strömung an gleicher Stelle des Längsschnitts bei Umdrehungskörpern ein kleinerer Bruchteil des Querschnittes der Drucksteigerung hinten entzogen als bei Zylindern; z. B. $(\frac{2}{3})^2$ statt $\frac{2}{3}$. Ferner zeigt die Zahlentafel, daß tropfenförmige Körper (Streben, Flugzeugboote, Luftschiffkörper) bis

¹⁾ Alle Zahlwerte gelten für in der Technik übliche Abmessungen und Geschwindigkeiten. Sie können für andere Werte erheblich andere Beträge annehmen.

²⁾ Auf die Flugrichtung bezogen ist dieser Querschnitt als Längsschnitt zu bezeichnen; der größte Schnitt senkrecht zur Flugrichtung $Q \text{ m}^2$ hingegen als Querschnitt. In diesem Sinne sind weiterhin die Bezeichnungen gebraucht.

auf rd. den dreißigsten Teil des Widerstandes gebracht werden können, den ihr Hauptquerschnitt als zur Flugrichtung senkrechte Platte erfahren würde. Dieser Rest ist im wesentlichen als Reibungswiderstand anzusprechen. Da er als solcher nicht von der Ausdehnung des Profils senkrecht zur Strömungsrichtung abhängt, wenn nur überhaupt das Auftreten von Unstetigkeitsflächen vermieden wird, ist es für die Berechnung der Flugzeuge zweckmäßig, den Widerstand der Flügel, d. h. langer Zylinder mit schmalem, tropfenförmigem Profil nicht mehr auf den Querschnitt $Q \text{ m}^2$, sondern auf die größte Projektion $F \text{ m}^2$ der Fläche zu beziehen.

5. Auftrieb.

Wir fanden in der letzten Stunde in dem Einfluß der Reibung die Erklärung für das Auftreten von Kräften entgegen der Flugrichtung. Nun haben wir uns noch Rechenschaft darüber zu geben, wie Kräfte senkrecht zur Strömungsrichtung einer Flüssigkeit zustande kommen können. Denn solche als Auftrieb wirtschaftlich konstruktiv wachzurufen, ist erste Aufgabe der Flugtechnik. Wir folgerten aus dem Strömungsbild 13, das für diese Betrachtung als lotrechter Schnitt gilt, auf einen Saugdruck senkrecht nach oben für die obere Hälfte des Zylinder-Querschnittes und senkrecht nach unten für die untere Hälfte. Wenn man sich den Zylinder in der wagerechten Mittelebene zerlegt denkt, so wäre damit für die obere Hälfte Auftrieb gegeben, wenn es möglich wäre, ohne wesentliche Änderung des Strömungsbildes die untere Hälfte zu entfernen. Man kann die doppelte Symmetrie des Strömungsbildes jedoch auch dadurch aufheben und zu der erwünschten einseitigen Wirkung gelangen, daß man sich etwa den Kreiszyylinder um seine Achse in Umdrehung im Uhrzeigersinn versetzt denkt. Dann erteilt die Oberfläche des Zylinders durch die Reibung der auftreffenden Flüssigkeit eine Geschwindigkeitskomponente u in Richtung des Umfanges. Von dieser kleinen Zusatzgeschwindigkeit kommt als Steigerung für die kinetische Energie der anströmenden Flüssigkeit nur jeweils die Projektion auf die Strömungsrichtung $u \sin \alpha$ in Frage, wenn wir mit α den Zentriwinkel von der Wagerechten aus im Uhrzeigersinn bezeichnen. Dieser Geschwindigkeitsänderung entspricht eine Druckänderung $\Delta P = -\rho \cdot v \cdot \Delta v = -\rho \cdot v \cdot u \sin \alpha$ längs des Umfangstückchens $R \cdot d\alpha$. Diese nach der Zylinderachse gerichtete Kraft hat eine lotrechte Komponente:

$$\Delta P \cdot R d\alpha \cdot \sin \alpha.$$

Aus der Integration über den ganzen Umfang ergibt sich eine Auftriebskraft:

$$\int_0^{2\pi} \Delta P \cdot R d\alpha \cdot \sin \alpha = \rho \cdot v \cdot \frac{u \cdot 2\pi r}{2} = \rho \cdot v \cdot \frac{u \cdot U}{2}.$$

Die in der letzten Vorlesung entwickelte Gesetzmäßigkeit $v \cdot r = \text{const}$ muß nun im vorliegenden Falle die Form $u \cdot U = \Gamma$ annehmen; d. h.

die zusätzliche Umlaufgeschwindigkeit u längs des Zylinderumfanges U kann nicht sprunghaft auftreten, sondern zieht die ganze Flüssigkeitsmenge in eine kreisende Bewegung hinein; derart, daß die mittlere Umlaufgeschwindigkeit gemessen längs und in Richtung eines beliebigen Umfangs U aus der Beziehung $u = \Gamma/U$ folgt. Zu den berechneten Beträgen kommen daher noch gleichsinnige Druckänderungen aus der ganzen Umgebung hinzu, die den Wert des Auftriebs auf das Doppelte des Betrages unserer rohen Überschlagsrechnung steigern. Der Auftrieb beträgt daher für die Einheit der Breitenerstreckung b längs der Zylinderachse

$$Y/b = \rho \cdot v \cdot \Gamma \text{ kg/m.}$$

Er wirkt längs der Lotrechten durch die Zylinderachse. Denn die waagrechten Komponenten, die man angenähert in gleicher Weise berechnen

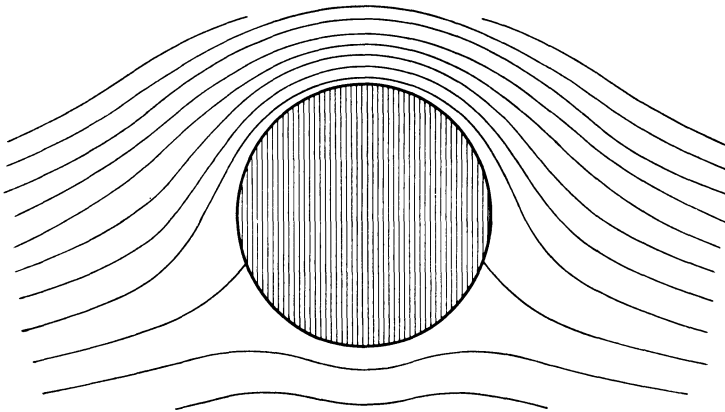


Bild 21. Verlauf der Stromlinien um einen runden Zylinder, bei Überlagerung einer kreisenden Bewegung nach Bild 15 über eine einfache Strömung nach Bild 13. Die Verdichtung der Stromlinien an der Oberseite deutet auf eine Steigerung der Geschwindigkeit (kinetischen Energie), die Zunahme des Stromlinienabstandes auf der Unterseite auf eine Abnahme der Geschwindigkeit durch die der Hauptströmung entgegengerichtete Umlaufbewegung. Dem entspricht an der Oberseite eine Verminderung des Strömungsdruckes (Unterdruck) an der Unterseite eine Steigerung des Druckes (Überdruck; Zunahme der potentiellen Energie).

kann, haben für die vordere Hälfte entgegengesetzte Richtung wie für die hintere, heben sich also gegenseitig auf. Ein derartiges Strömungsbild ist in Bild 21 dargestellt, das aus der Überlagerung der Bilder 13 und 15 gewonnen ist. Dabei zeigt sich, wie durch die kreisende Bewegung die ursprüngliche Strömung in dem erwünschten Sinn geändert wird, auf der Oberseite die Geschwindigkeit und damit den Unterdruck zu steigern und auf der Unterseite den Unterdruck herabzusetzen, oder gar statt des Unterdruckes Überdruck zu erzeugen. Die Gleichung für den Auftrieb läßt erkennen, daß er ganz unabhängig von dem Profil des Zylinders ist, wenn es nur gelingt, eine dem Umfang des Zylinders U entsprechende mittlere Umlaufgeschwindigkeit u längs des Umrisses zu erzeugen.

Daß es auf die geschilderte Art möglich ist, Auftriebskräfte zu hervorzubringen, beweist der „geschnittene“ Ball beim Tennisspiel. Erteilt man dem Ball mit dem Schläger einen Drall um die lotrechte Achse, so weicht er beim Flug stark aus der senkrechten Ebene ab. Es fragt sich jedoch, wie man sich die Entstehung einer Umlaufbewegung an Tragflügeln vorzustellen hat. Denn daß eine solche zustande kommen muß, geht aus der Erfahrung hervor, daß an Flügeln, die unter kleinem Winkel gegen die Strömungsrichtung geneigt sind, erhebliche Kräfte senkrecht zur Strömung entstehen. Um hierüber Aufschluß zu gewinnen, betrachten wir das Strömungsbild um einen solchen schwach geneigten Flügel. Um ein möglichst einfaches Strömungsbild zu erhalten, möge er ein zweifach symmetrisches Profil, z. B. flach elliptischen Schnitt, besitzen (Bild 22). Bei Vernachlässigung der Reibung ist das Strömungsbild unabhängig davon, ob man die Zuströmung von rechts oder wie üblich von links annimmt. Aus Symmetriegründen muß die Strömung vom

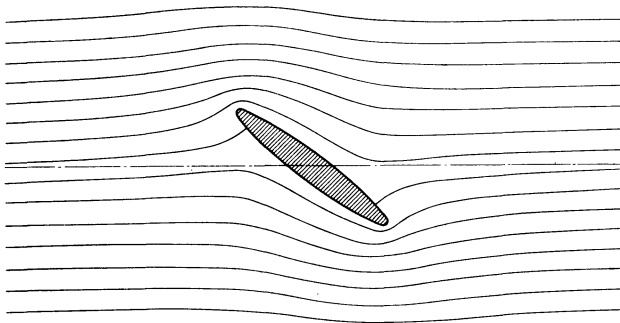


Bild 22. Verlauf der Stromlinien um einen Zylinder mit elliptischem, schräg zur Strömung liegendem Querschnitt.

Bildmittelpunkt aus an diametral gegenüberliegenden Punkten gleichartig verlaufen. So läuft der mittlere Stromfaden senkrecht zum Umriss in einen Staupunkt unterhalb der (linken) Vorderkante auf und nimmt vom anderen Endpunkt desselben Ellipsoiddurchmessers senkrecht zum Umriss wiederum seinen Ausgang. An dem Staupunkt trennt sich also wie an einer Wasserscheide die Flüssigkeit nach oben und unten und vereinigt sich hinter dem Flügel wieder längs der mittleren Stromlinie. Die Flüssigkeit muß also oberhalb der mittleren Stromlinie in starker Krümmung die Vorderkante des Flügels umströmen und erzeugt bei dieser schnellen Richtungsänderung außerordentlich hohe Saugdrücke an der Vorderkante. Der Druck fällt also vom Staupunkt aus längs des Umrisses schnell vom Staudruck auf einen Saugdruck mindestens gleicher Größenordnung und nimmt von da an langsam auf der Rückseite zu, um am hinteren Staupunkt schließlich wieder bis zum Staudruck zu steigen. Dieser Staudruck verzögert die unterhalb des mittleren Stromfadens an der Vorderseite ablaufende Flüssigkeit, die mit hoher Geschwindigkeit die Hinterkante umströmt. Die Druckverteilung längs

des Umrisses zeigt Bild 23. Aus Symmetriegründen heben sich die an diametral gegenüberliegenden Umrißpunkten wirksamen Drücke gegenseitig auf, so daß der Flügel weder Auftrieb noch Widerstand erfährt. Aber sie liefern in ihrer Gesamtheit ein starkes Moment, welches den Flügel aufzurichten und senkrecht zur Strömung zu stellen bestrebt ist. Dieses Moment hat man sich als ein Paar von zur Strömung senkrechten Kräften entgegengesetzter Richtung vorzustellen, die ihre Entstehung den entgegengesetztgerichteten Umlaufbewegungen um die Vorderkante und die Hinterkante des Flügels verdanken. Aus der in Bild 23 dargestellten Verteilung der Drucke hat man zu schließen, daß die beiden Kräfte in etwa $\frac{1}{8}$ der Flügeltiefe von den Kanten entfernt angreifen. Daß sie senkrecht zur Strömung gerichtet sind, ließe sich aus einer genauen Auftragung der Drucke längs des Umrisses nach Richtung und Größe schließen. Der hohe Saugzug an der Vorderkante liefert eine Kraftkomponente entgegen der Strömungsrichtung, die sich mit den im übrigen zum Flügel wesentlich senkrechten Kräften zu einer lotrechten Kraft vereinigen läßt. Aus dem durch die Erfahrung bestätigten Auftreten dieses Kräftepaares hat man zu schließen, daß es

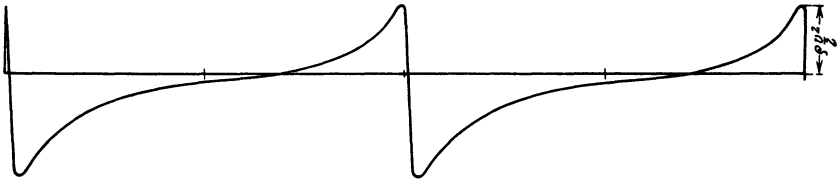


Bild 23. Verlauf des Strömungsdruckes längs des Umfangs eines Zylinders mit elliptischem, schräg zur Strömung liegendem Querschnitt bei Vernachlässigung der Reibung.

in der Tat möglich ist, eine Umlaufbewegung in einer Flüssigkeit hervorzurufen. Um jedoch der weiteren Erfahrung, daß außer dem Kräftepaar Kräfte auftreten, gerecht zu werden, muß man offenbar wieder die Reibung wirklicher Flüssigkeiten berücksichtigen. Diese wird die dem Körper benachbarte Flüssigkeitsschicht — und gerade diese kommt doch für die Druckverteilung an erster Stelle in Frage — verzögern. Die an dem vorderen Spaltspunkt nach unten abgehenden Flüssigkeitsfäden sind dieser Wirkung wesentlich stärker ausgesetzt, als die auf kurzem Bogen um die Vorderkante herumgeleiteten Stromfäden. Es tritt also eine starke Verzögerung auf der unteren Hälfte der Unterseite ein, die der Flüssigkeit nicht gestattet, auch nur entfernt den vollen Staudruck am Staupunkt auf der Hinterseite des Flügels zu erreichen. Dadurch werden wiederum die Stromfäden auf der Rückseite oben beschleunigt, so daß der Unterdruck dort wächst. Schließlich ergibt sich etwa eine Druckverteilung, wie sie in Bild 24 angegeben ist. Die Flüssigkeit hat danach an der Austrittskante keine Druckdifferenz mehr zwischen Oberseite und Unterseite. Es findet also überhaupt kein Umströmen der Kante mehr statt, sondern ein Abströmen in Richtung der großen Achse der Ellipse. Mit anderen Worten: Die kreisende Bewegung um die untere Hälfte des Flügels, die eine Abtriebskraft für diese lieferte, ist ver-

schwunden und die kreisende Bewegung um die obere Hälfte beherrscht mit wesentlich gewachsener Intensität dauernd das Strömungsbild. Der Vorgang erinnert an den Mechanismus des Widerstandes, wie wir ihn hinter dem Brückenpfeiler sich entwickeln sahen; nur mit dem Unterschied, daß durch die Aufhebung der Symmetrie eine kreisende Bewegung im Sinne des Uhrzeigers die Vorhand bekommen hat. Daher erfährt der Flügel nun, wie der Erfahrung entspricht, ausschließlich eine senkrecht nach oben gerichtete Kraft.

Diese Darstellung des Vorganges wird bestätigt durch die weitere Erfahrung, daß die Flüssigkeit tatsächlich an der Hinterkante des Flügels wesentlich in deren Richtung abströmt. Um das Strömungsbild der reibungsfreien Flüssigkeit dieser Erfahrung entsprechend umzugestalten, hat man dem Bild 22 eine kreisende Bewegung von der Stärke zu überlagern, daß die Umströmung der Hinterkante verhindert wird. Der den ganzen Flügel umkreisende Wirbel muß hierzu an der Hinter-

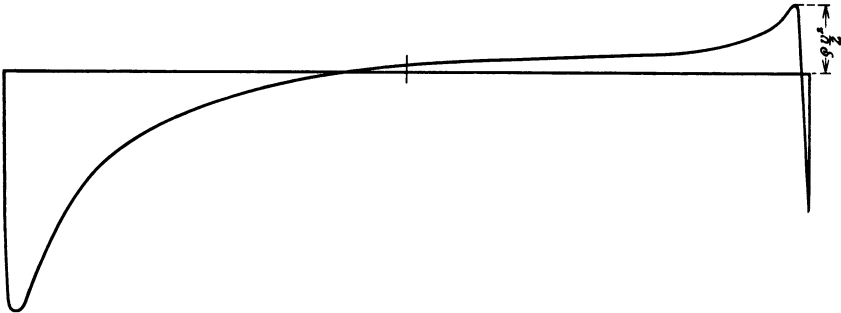


Bild 24. Verlauf des Strömungsdruckes längs des Umfanges eines Zylinders mit elliptischem, schräg zur Strömung liegendem Querschnitt in einer wirklichen Flüssigkeit. Die Reibung verhindert durch starke Verzögerung der Flüssigkeit an der Unterseite des Umfanges die Umströmung der Hinterkante (Mitte des Bildes). Der dort verschwindende Druckunterschied zwischen Ober- und Unterseite deutet auf ein Abströmen der Flüssigkeit in Richtung der großen Achse der Querschnittsellipse.

kante eine Umlaufgeschwindigkeit von gleicher Größe, aber entgegengesetztem Vorzeichen wie die Umlaufbewegung an der Hinterkante nach Bild 22 besitzen. Aus einer Darstellung des Verlaufs der Umlaufgeschwindigkeit längs des Profils ließe sich durch Planimetrierung der Wert Γ ermitteln, der nur mit der Luftdichte und der Strömungsgeschwindigkeit zu multiplizieren ist, um die Auftriebskraft für die Breitereinheit des Flügels zu erhalten. Aus einer durch viele Erfahrungen bestätigten Berechnung des Auftriebs folgt: $Y_{1/b} = \beta \cdot \pi \cdot \rho \cdot v^2 \cdot t \text{ kg/m}$.

Die Zirkulation Γ ergibt sich also aus $\Gamma = \frac{Y_{1/b}}{\rho \cdot v} = \pi \cdot t \cdot \beta \cdot v$ als Pro-

dukt vom Umfang des kleinsten, das Profil einschließenden, Kreises mit der Abwärtsgeschwindigkeit $\beta \cdot v$ beim Austritt aus dem Flügel. So ergibt sich wieder ein unmittelbarer Schluß aus dem Strömungsbild auf das Kräftepiel. Die Achsen der Kantenwirbel hat man, wie wir sahen, in etwa $\frac{1}{8}$ der Flügeltiefe von den Kanten entfernt anzunehmen. In den Lotrechten durch diese Punkte sind also im

Schnitt (Bild 26) die Kräfte des Kräftepaars einzutragen. Hingegen wirkt die Auftriebskraft in der Mitte des Tragflügels, da der überlagerte Wirbel dort seine Achse hat. Nun lassen sich diese 3 Kräfte erfahrungsgemäß zu einer einzigen lotrechten Kraft in $\frac{1}{4}$ der Flügeltiefe hinter der Vorderkante zusammenfassen. Diese Beziehung gilt unabhängig von der Gestaltung des Profils für alle zur Längsachse symmetrischen Querschnitte. Darnach hat man zu folgern, daß die in der Mitte angreifende Auftriebskraft 3 mal so groß sein muß, wie die Kräfte des Paares, damit sie bei ihrer Verschiebung um $\frac{1}{4}$ der Flügeltiefe nach vorn das Moment des Drehpaares ausgleichen kann. Da nun der Auftriebswirbel den doppelten Umfang umkreist wie die beiden Kantenwirbel, so muß man seine mittlere Geschwindigkeit auf das $1\frac{1}{2}$ fache der Kantenwirbel schätzen. Aus der Überlagerung der drei Wirbel folgt für verschwindende Umlauf-

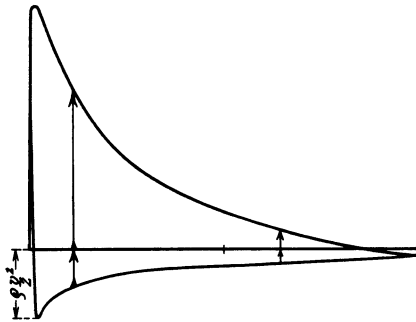


Bild 25. Verlauf des Strömungsdruckes nach Bild 24 übertragen vom Umfang auf die Längsachse des Querschnittes. Diese für „Flügel“ übliche Darstellung läßt Unterdrucke als positiv, Überdrucke als negativ gelten, so daß der auf einer Ordinate gemessene Abstand der Kurven von Ober- und Unterseite den Druckunterschied an zwei einander gegenüberliegenden Punkten des Umfanges ergibt. Einen Schluß auf genaue Lage und Größe der Luftkräfte läßt auch diese Darstellung ohne Berücksichtigung der längs des Umfanges veränderlichen Richtung der Drucke nicht zu.

geschwindigkeit an der Hinterkante eine Verdoppelung der Umlaufgeschwindigkeit an der Vorderkante und damit eine beträchtliche Steigerung der dort wirksamen Saugdrucke. Die aus der Überlagerung folgende Druckverteilung Bild 24 ist in Bild 25 noch einmal statt über dem Umfang wie üblich über der Längsachse des Flügels aufgetragen, wobei im Sinne des Auftriebs die Saugkräfte auf der Oberseite über der Achse und die Druckkräfte auf der Unterseite unter der Achse als positiv gelten. Bei alledem dürfen wir nicht außer acht lassen, daß die Überlagerung eines Auftriebswirbels über das Strömungsbild einer reibungsfreien Flüssigkeit lediglich einen rechnerischen Kunstgriff bedeutet, um der Erfahrung

gerecht zu werden, daß an der Hinterkante ein glattes Abströmen in Richtung der Längsachse des Flügelquerschnittes stattfindet. Die Ausbildung der Strömung vollzieht sich in der wirklichen Flüssigkeit, wie geschildert, dadurch, daß der Wirbel an der Hinterkante durch den Einfluß der Reibung verkümmert und auf seine Kosten sich der Wirbel an der Vorderkante bereichert. Auf dieses Abschieben des dem Auftriebswirbel entgegengerichteten „Anfahrwirbels“ an der Hinterkante beim Anlauf des Flugzeugs werden wir noch später zurückzukommen haben. In dem Maß, wie der Vorderkantenwirbel sich über den ganzen Flügel auszudehnen bestrebt, verlegt er seine Achse weiter nach hinten. So ist schließlich, da die Auftriebskraft nach Messungen durchweg in $\frac{1}{4}$ der Flügeltiefe hinter der Vorderkante liegt,

anzunehmen, daß sich dort seine Achse befindet (Bild 26). Während man sich nun auch vorstellen kann, daß diese der ungestörten Strömung überlagerte kreisende Bewegung der in den unmittelbaren Bereich des Flügels tretenden Luft hinter dem Flügel eine absteigende Komponente erteilt, bereitet es eine gewisse Schwierigkeit, sich anschaulich zu machen, in welcher Weise die aus dem Strömungsbild zu folgernde Aufwärtsbewegung vor dem Flügel zustande kommen soll. Vergegenwärtigen Sie sich hierzu, daß letzten Endes das Gewicht des Tragflügels und aller damit verbundenen Körper vom Erdboden aufgenommen werden muß. Die am Flügel wirksamen Druckkräfte pflanzen sich wie von einem Schallerzeuger mit Schallgeschwindigkeit nach allen Seiten fort und werden so auch am Boden fühlbar. Freilich sind die Drucke verschwindend klein, so daß sie auch mit feinsten Meßinstrumenten selbst bei mäßiger Flughöhe nicht gemessen werden können. Die Rechnung ergibt¹⁾ als größte Drucksteigerung, die natürlich senkrecht unter dem Schwerpunkt des Flugzeuges liegt,

$$P_{max} = \frac{G/b}{\pi \cdot h} \text{ kg/m}^2.$$

Bei einer Belastung des Flügels von 150 kg/m für die Einheit der Spannweite ergibt sich danach ein höchster Bodendruck von $\frac{1}{10}$ mm Wassersäule (kg/m^2) für nur 500 m Flughöhe. Für gleichmäßige Aufnahme des Gewichtes mit diesem Höchstdruck genügt erst ein Bodenstreifen von $\pi \cdot h = 1500$ m Länge.

Tatsächlich nimmt natürlich der Druck mit der Entfernung vom Lot ab. Er befolgt hierbei das Gesetz

$$P = \frac{G/b}{\pi \cdot h} \cdot \frac{1}{1 + (x/h)^2}.$$

Mißt man den Abstand x vom Lot in Vielfachen der Flughöhe, so nimmt also der Druck im einfachen Abstand schon auf die Hälfte, im doppelten auf $\frac{1}{5}$ und im dreifachen gar auf $\frac{1}{10}$ ab. Er erstreckt sich also nach vorn und hinten ins Unendliche. Diese Drucksteigerung am Boden vor dem Flugzeug hat nun die aufsteigende Bewegung der Luft zur Folge, die mit der Annäherung an das Flugzeug natürlich andererseits vom Flügel

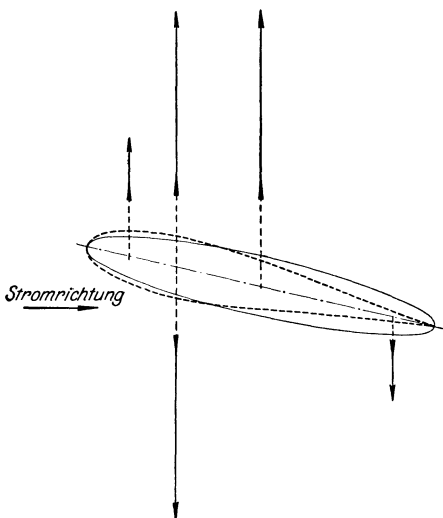


Bild 26. Kräftespiel an einem Flügel mit elliptischem, schräg zur Strömung liegendem Profil in einer wirklichen Flüssigkeit. Die stetige Verjüngung nach hinten ergibt bei gleichem Auftrieb verminderten Formwiderstand.

¹⁾ Nach Prandtl, Tragflächen-Auftrieb und Widerstand in der Theorie. Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt 1920. S. 43.

selbst beeinflußt wird. Der aufsteigenden Luft erteilt der Flügel beim Durchgleiten nun einen abwärts gerichteten Impuls von der Größe des Auftriebs, der nun seinerseits die Drucksteigerung am Boden hinter dem Flugzeug hervorruft. Da wir wissen, daß die Abströmung an der Hinterkante in deren Richtung erfolgt, so muß die Luft vor dem Flügel die gleiche lotrechte Komponente $\beta \cdot v$ besitzen, nur mit entgegengesetzter Richtung. Die gesamte Richtungsänderung beträgt also $2\beta \cdot v$ und da wir die Größe des Impulses als Auftrieb kennen, ergibt sich ein rohes, aber anschauliches Bild des Vorganges (Bild 27), indem man die

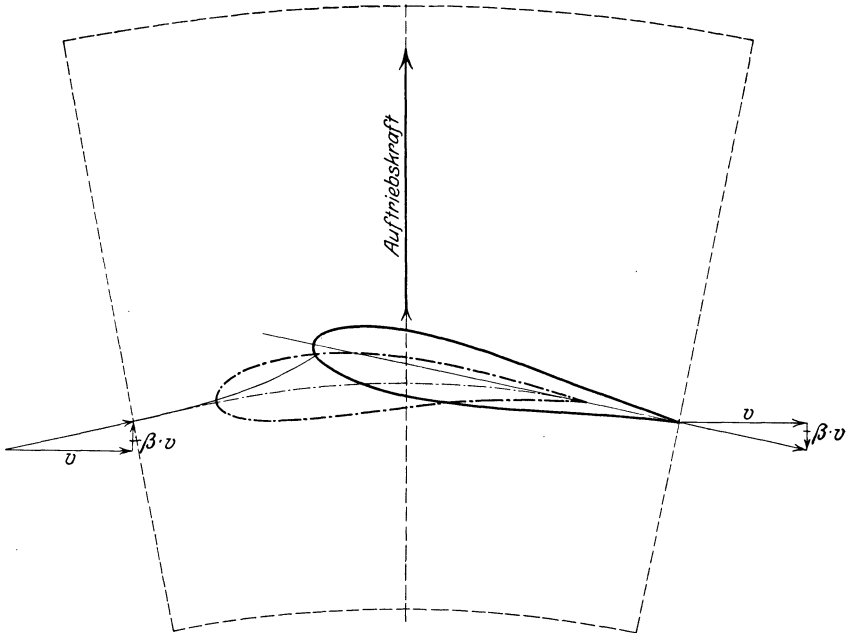


Bild 27. Abschätzung des Einflusses eines Flügels. Die Krümmung der Mittellinie des Querschnittes läßt bei gleichem Formwiderstand höhere Auftriebskräfte erreichen. Die Auftriebskraft rückt dabei vom ersten Viertel der Flügeltiefe in die Mitte.

Luftmenge bestimmt, die genügt, um bei der bekannten Richtungsänderung die bekannte Kraft zu erzeugen.

$$Y_1/b = (h \cdot v \cdot \rho) \cdot 2\beta v = \beta \cdot \pi \cdot \rho \cdot v^2 \cdot t \text{ kg/m.}$$

Es kommt also unter der natürlich nur sehr angenähert gültigen Voraussetzung für die Erzeugung des Auftriebs ein Luftstreifen von der Höhe

$$h = \frac{\pi}{2} \cdot t \text{ in Frage, so daß man in erster Näherung den Einflusbereich}$$

des Tragflügels nach oben auf die Tragflügeltiefe und nach unten etwa halb so weit wird schätzen müssen, in Anbetracht des meist größeren Anteils der Rückseite der Fläche am Zustandekommen des Auftriebs. Gerade an diesem überaus primitiven Bild, das die stetige Raumerfüllung,

wenn auch nicht so sehr wie Newtons Theorie, vernachlässigt, sieht man besonders deutlich, wie zweckmäßig es ist, die Tragflügel nach Art der Turbinenschaukeln in das Strömungsbild durch Krümmung der Mittellinie ihres Querschnitts einzupassen (Bild 27).

Gehen wir daher von dem zweifach-symmetrischen, elliptischen Flügelquerschnitt zur Betrachtung eines Querschnittes mit gekrümmter Mittellinie über, wie sie ja ausschließlich beim Bau von Flugzeugen Verwendung finden, so wollen wir, um uns über das zugehörige Strömungsbild klar zu werden, die gekrümmte Fläche zunächst dadurch entstanden denken, daß man nach Bild 28 zwei symmetrische Flächen mit gleichen Anstellwinkeln γ aneinandersetzt. Dann ruft eine Strömung von links an der hinteren Fläche ein Strömungsbild nach Bild 22 hervor das sich für die vordere Fläche symmetrisch spiegelt. Die Kräfte an jeder einzelnen Fläche heben sich gegenseitig auf und die Drehmomente werden von den die beiden Flächen verbindenden Gliedern aufgehoben. Aus Symmetriegründen ist ja auch zu folgern, daß in der reibungs-

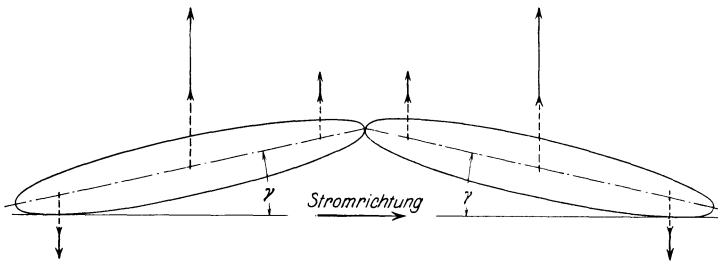


Bild 28. Die Entstehung eines gewölbten Flügelquerschnittes durch Aneinanderfügen zweier doppelt-symmetrischen Querschnitte.

freien Flüssigkeit weder eine Kraft noch ein Kräftepaar auftreten kann. Durch den Einfluß der Reibung wird jedoch wieder die Symmetrie des Strömungsbildes dadurch aufgehoben, daß sie die Umkreisung der Hinterkante des zusammengesetzten Profils verhindert. Um rechnerisch ein derartiges Strömungsbild in einer reibungsfreien Flüssigkeit zu erhalten, hat man wieder einen Wirbel zu überlagern, der durch seine dem Hinterkantenwirbel entgegengerichtete Umlaufgeschwindigkeit an der Hinterkante ein glattes Abströmen herbeiführt. Zu dem Zweck denkt man sich zunächst die Vorderfläche entfernt; dann erzeugt der Wirbel auf der Lotrechten durch die Mitte des hinteren Flügels eine Auftriebskraft

$$Y'/b = \gamma \cdot \pi \cdot \rho \cdot v^2 \cdot t/2 \text{ kg/m,}$$

worin wir mit $t/2$ die Projektion der Ellipse auf die Strömungsrichtung bezeichnen. Die Wiederanfügung der vorderen Fläche verhindert das erforderliche Umströmen der Vorderkante. Es wird aber wieder dadurch ermöglicht, daß man einen Wirbel gleicher Drehrichtung und Stärke auch den vorderen Flügel umkreisen läßt. Dieser führt dann an seiner Unterseite die vom hinteren Flügel vordrängende Flüssigkeit ab, um die Vorderkante des zusammengesetzten Profils herum und über die Ober-

seite der vorderen Hälfte der Vorderkante der hinteren Flügelhälfte wieder zu. Dabei erfährt natürlich die vordere Flügelhälfte wieder einen gleich großen Auftrieb (Bild 28),

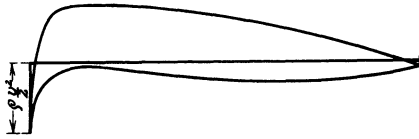


Bild 29. Verlauf des Strömungsdruckes der Sehne eines gewölbten Flügelquerschnittes, gemessen bei einer Lage der Sehne parallel der Strömungsrichtung.

und die Vereinigung beider Auftriebskräfte in der Flügelmitte liefert schließlich für ein gekrümmtes Profil ohne „meßbaren Anstellwinkel“ $Y_2/b = \gamma \cdot \pi \cdot \rho \cdot v^2 \cdot t$ kg/m. Diese Kraft ist der aus der Schrägstellung des Flügels gegen die Strömung

folgenden Auftriebskraft einfach hinzuzuzählen, um den gesamten Auftrieb des Flügels zu erhalten. $Y/b = Y_1/b + Y_2/b = (\beta + \gamma) \pi \cdot \rho \cdot v^2 t$ kg/m. Der von der Wölbung herrührende Anteil ist darnach ausschließlich bestimmt und unveränderlich gegeben durch den Winkel γ , d. h. die

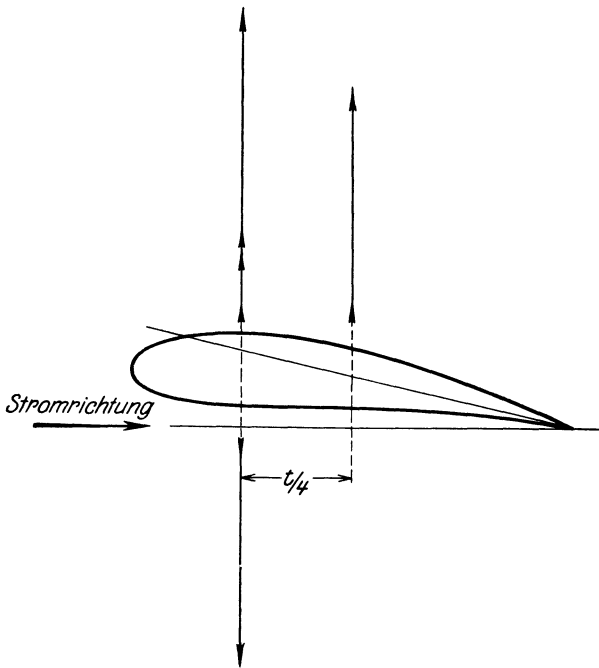


Bild 30. Vereinigung der von der Schrägstellung und der Wölbung herrührenden Auftriebskräfte zu einer Einzelkraft und einem vom Anstellwinkel unabhängigen Kräftepaar.

mittlere Austrittsrichtung der Luft aus dem Flügel gegenüber der Flügelsehne. Die Ausgestaltung des Flügels geschieht daher weiterhin ausschließlich in dem Sinne, eine möglichst gute Stromlinienform zur Herabsetzung des Formwiderstandes des Profils zu erhalten. Zu dem Zweck legt man die größte Dicke des Profils weiter nach vorn und läßt sie von da stetig bis zur Hinterkante abnehmen, wie Bild 27

zeigt. Der Winkel γ halbiert dann etwa die Austrittswinkel von Ober- und Unterseite des Flügels gegenüber der Sehne. Den Druckverlauf für ein derartiges Profil bei verschwindendem Anstellwinkel zeigt über die Flügelsehne Bild 29. Der gemessene Druckverlauf zeigt in der Tat, daß schon die Wölbung des Profils genügt, um Auftrieb zu erzeugen, und dieser Auftrieb ist gerade so groß, als wenn der ganze Flügel unter dem Winkel γ mit symmetrischem Profil gegen die Strömung angestellt würde. Bei gleichem Auftrieb ist jedoch der Formwiderstand eines gewölbten Flügels unter kleinem Anstellwinkel geringer, als eines Flügels mit symmetrischem Profil unter großem Anstellwinkel. Ein grundsätzlicher Unterschied besteht jedoch noch darin, daß die von der Wölbung herrührende Auftriebskraft infolge der Überlagerung einer das ganze Profil umkreisenden Strömung in der Mitte der Flügeltiefe angreift, während die von der Schrägstellung herrührenden Auftriebskräfte immer in $\frac{1}{4}$ der Flügeltiefe hinter der Vorderkante wirken (Bild 27). Um nun die gesamte Auftriebskraft unabhängig vom Anstellwinkel dort wirksam annehmen zu können, verlegt man nach Bild 30 auch die von der Wölbung herrührende Kraft dorthin, also um ein Viertel der Flügeltiefe. Damit ergibt sich ein vom Anstellwinkel unabhängiges Kräftepaar, das entsprechend seinem Bestreben, den Anstellwinkel zu verkleinern, als negativ zu bezeichnen ist. Die Erfüllung der Gleichgewichtsbedingung, dieses Moment durch Luftkräfte auszugleichen, ist von grundlegender Bedeutung für den Entwurf von Flugzeugen. Wir werden später sehen, wie daraus Grundformen abgeleitet werden können, die die ganze wirtschaftlich-technische Entwicklungsmöglichkeit des Grundrisses von Flugzeugen umfassen.

6. Induzierter Widerstand.

Wir haben die Theorie des Tragflügels bisher ausschließlich in der Weise behandelt, als ob sich die Strömung über die ganze Breite des Flügels vom linken bis zum rechten Flügelrand nicht änderte. Das bedeutet natürlich angesichts der erheblichen Druckunterschiede unter und über der Fläche eine in der Praxis unzulässige Voraussetzung. Der Überdruck unter der Fläche und der noch viel höhere Unterdruck darüber müssen sich um den Rand des Flügels herum ausgleichen. Dieser Ausgleich geschieht in der Weise, daß eine Umströmung des Flügelrandes von unten nach oben stattfindet (Bild 31). Diese kreisende Bewegung ist natürlich wieder nichts anderes als ein Wirbel, der unmittelbar hinter dem Flügel tatsächlich auch als freier Wirbel nachweisbar ist. Die beiden Randwirbel schließen sich nun mit dem tragenden Wirbel, der an den Flügel gebunden ist, zu einem geschlossenen Wirbel von der unveränderlichen Stärke Γ (Bild 32) zusammen, dessen vierte Seite der früher erwähnte „Anfahrwirbel“ bildet. Denn in der Tat treten die Randwirbel natürlich sofort auf, sobald ein Druckunterschied von Ober- und Unterseite des Flügels zustande kommt, und das ist von dem Augenblick an der Fall, wo sich der Anfahr-

wirbel von der Hinterkante löst. Beim Flug wird nun dieser Wirbelring laufend gedehnt. Während seine Schmalseiten im wesentlichen durch die Breite des Tragflügels bestimmt sind, wachsen seine Längsseiten mit der vom Flugzeug zurückgelegten Strecke. Der Energieaufwand, der zur Verlängerung der beiden Randwirbel erforderlich ist, muß natürlich auch durch Vortriebsleistung bestritten werden. Die in der Längeneinheit der beiden Randwirbel steckende kinetische Energie ist unmittelbar gleich dem Widerstand, den man daher auch als Randwiderstand bezeichnet. Während die Erzeugung eines einzelnen Wirbels eine unendliche Energiemenge erfordert, heben sich die Geschwindigkeiten, die die beiden entgegengesetzt gerichteten Randwirbel der Luft erteilen, zum größten Teil wieder auf, so daß die Arbeit für die Längeneinheit des Wirbel-

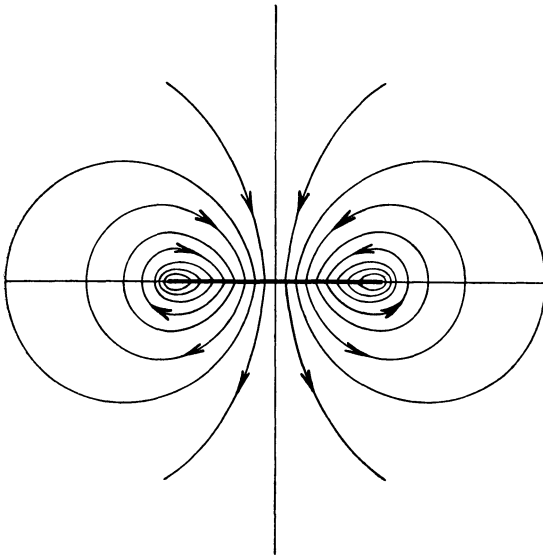


Bild 31. Verlauf der Stromlinien längs der Spannweite eines Flügels. Die von dem Druckunterschied zwischen Ober- und Unterseite des Flügels hervorgerufene Umkreisung der Ränder erscheint als eine Abwärtsbewegung der Luft im Bereich seiner Spannweite.

einheit des Wirbel-paares einen nur kleinen endlichen Betrag ergibt. Diese Beziehung ermöglicht zwar die Vorausberechnung des „Randwiderstandes“, läßt aber zunächst noch nicht erkennen, in welcher Weise man sich eigentlich den Angriff des Widerstandes am Flügel vorzustellen hat. Zu diesem Zwecke muß man das räumliche Strömungsbild betrachten. Im Inneren

des Wirbelringes Bild 32 befindet sich die Luft in absteigender Bewegung; ja selbst die Achsen der Randwirbel vollziehen unter ihrem gegenseitigen Einfluß eine zusätzliche Bewegung nach

unten. Aber die Randwirbel setzen auch vor dem Flügel die vom tragenden Wirbel erzeugte Aufwärtsbewegung der Luft herab und beeinflussen das Strömungsbild um diesen derart, als ob er sich nicht wagrecht, sondern unter einem Winkel δ nach oben bewegte. Infolge dieser Stromrichtungsänderung steht die Auftriebskraft nicht senkrecht, sondern ist unter dem Winkel δ nach rückwärts gegen die Lotrechte geneigt. Somit ergibt sich eine wagrechte Komponente $\delta \cdot Y$ kg als „Randwiderstand“ entgegen der wirklichen (wagrechten) Flugrichtung. Der kleine Winkel δ folgt aus dem Verhältnis der mittleren Abwärtsbewegung $c/2$, die die Randwirbel

unter dem Tragflügel hervorrufen, zur wagrechten Flugzeuggeschwindigkeit v .

$$\delta = \frac{c/2}{v} = 2 \cdot \frac{\Gamma}{\pi b} \cdot \frac{1}{v} = 2 \cdot \frac{\pi t \cdot (\beta + \gamma) v}{\pi \cdot b} \cdot \frac{1}{v} = (\beta + \gamma) \cdot \frac{2t}{b}.$$

Der Einfluß der Randwirbel wächst hinter dem Flügel natürlich noch stark an; in der üblichen Entfernung des Höhensteuers vom Tragflügel erreicht die Abwärtsgeschwindigkeit den Betrag c , also die Ablenkung der Strömung etwa den doppelten Wert. Darauf hat man bei der Lagenbestimmung hintereinanderliegender Flügel für den Entwurf zu achten.

Die Herabsetzung des Anstellwinkels um den Betrag δ hat indessen nicht nur eine Richtungsänderung des Auftriebs, die sich als Randwiderstand kundgibt, zur Folge, sondern auch eine Größenänderung. Denn eine Verkleinerung des Anstellwinkels muß natürlich auch eine Verminderung des Auftriebs zur Folge haben. Da der den Gesamtauftrieb bestimmende „wirksame“ Anstellwinkel $\beta + \gamma$ um einen damit unmittelbar wachsenden Anteil herabgesetzt wird, wird der Auftrieb um einen

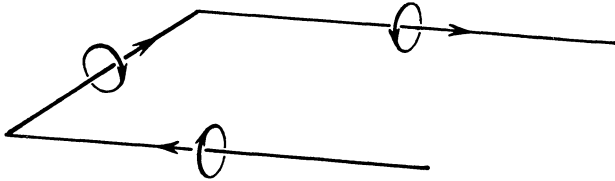


Bild 32. Die Randwirbel (Umkreisung der Flügelränder) bilden mit dem Tragwirbel (Umkreisung des Flügelquerschnittes) einen hufeisenförmigen Wirbel, den man sich durch den von der Hinterkante des Flügels beim Anlauf abgestreiften „Anfahrwirbel“ zu einem Wirbelring geschlossen zu denken hat. Die Schmalseiten des Wirbelringes, der als ein nur rohes Bild des räumlichen Strömungsverlaufs gelten muß, sind daher etwa gleich der Spannweite des Flügels zu setzen, während sich die Längsseiten mit der vom Flugzeug zurückgelegten Strecke verlängern.

lediglich von den Abmessungen des Flügels abhängigen Bruchteil durch die Randverluste vermindert. Dieser Bruchteil ist je nach dem Flügelgrundriß verschieden, beträgt aber nach der Gleichung für δ etwa $2t/b$; also schon bei recht breiten Flügeln z. B. $b = 10t$ rund 20 v. H. Diese Beziehung weist darauf hin, daß sich der Druckausgleich im wesentlichen auf die Nähe der Flügelränder beschränkt. Denn nur dann fällt er für den Gesamtauftrieb um so weniger ins Gewicht, je größer die Spannweite ist. In der Tat verläuft der Auftrieb eines Flügels mit rechteckigem Grundriß (1 : 10) und unveränderlichem Anstellwinkel¹⁾ gemäß der ausgezogenen Kurve in Bild 33, während der gestrichelte Mittelwert unserer früheren Annahme entspricht, daß sich der Auftrieb durchaus gleichförmig über die ganze Breite des Flügels verteile. Die Umströmung der Flügelränder in Form der Randwirbel führt danach am Rande selbst natürlich einen vollkommenen Druckausgleich herbei. Ihr Einfluß auf

¹⁾ Nach durch Messungen bestätigten Berechnungen von Betz, Dissertation: Göttingen 1919, Seite 13.

die mittleren Teile ist jedoch für einen so breiten Flügel ($b/t = 10$) ersichtlich nur gering. Er wächst freilich mit abnehmender Spannweite, so daß sich die Verteilung dann immer mehr dem dargestellten halbkreisförmigen Verlauf nähert. Die damit verbundene Erhöhung der Randverluste findet ihren Ausdruck im Anwachsen des induzierten Widerstandes bei gegebenem Gesamtauftrieb. Läßt man die Voraussetzung fallen, daß der Anstellwinkel und die Flügeltiefe über die ganze Spannweite unverändert durchlaufen sollen, so bedeutet andererseits gemäß einer Ähnlichkeit des Strömungsbildes 31 der halbkreisförmige Verlauf die günstigste Verteilung des Auftriebes, die nach Prandtl einen Kleinstwert des induzierten Widerstandes zur Folge hat. Eine derartige Verteilung verbürgt nämlich eine unveränderliche Abwärtsgeschwindigkeit im ganzen Breitenbereich des Flügels, so daß der Leistungsverlust durch die kinetische Energie der Randwirbel einen geringsten Betrag annimmt.

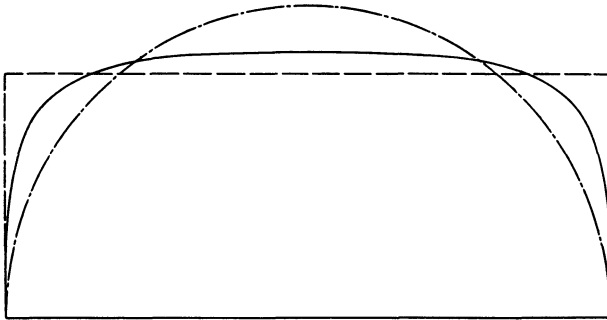


Bild 33. Verteilung des Auftriebes längs der Spannweite eines Flügels
 ————— gemessen an einem Flügel mit rechteckigem Grundriß (1 : 10),
 - - - - - gleichförmig, ———— kreisförmig („Elliptisch“) zur Herbeiführung
 geringsten induzierten Widerstandes.

Da dieser Verlust mit dem Quadrat der örtlichen Werte der Abwärtsgeschwindigkeit wächst, bringt jede andere Auftriebsverteilung erhöhte Verluste mit dem Quadrat der örtlichen Abweichungen der Geschwindigkeit vom Mittelwert mit sich¹⁾. Ob man die kreisförmige Auftriebsverteilung besser durch elliptischen Flügelgrundriß mit unveränderlichem Anstellwinkel oder rechteckigen Flügelgrundriß mit elliptisch nach den Rändern zu abnehmendem Anstellwinkel erreicht, wird dabei jeweils an Hand der Windkanalmessungen und konstruktiver Forderungen zu entscheiden sein. Um die Art der Verteilung zu berücksichtigen, schreibt man die Formel für den Ablenkungswinkel δ besser in der Form:

$$\delta = (\beta + \gamma - \delta)_m \cdot \frac{2F}{b^2} \cdot \kappa.$$

Für rechteckige Flügel mit unveränderlichem Anstellwinkel gilt etwa $1,05 < \kappa < 1,10$.

Die Abnahme des Auftriebes nach den Rändern zu bedingt eine Verfeinerung des räumlichen Strömungsbildes, das wir uns mit dem vier-

¹⁾ Siehe S. 84.

eckigen Wirbelring (Bild 32) gemacht haben. Denn wenn der Auftrieb nicht bis zu den Rändern in unveränderter Größe durchläuft, so muß der Tragwirbel an Stärke nach den Rändern zu abnehmen. Es gehen also schon vor Erreichung des Randes parallele Wirbel entgegengesetzten Drehsinnes nach hinten ab. So stellt schließlich die ganze vom Flügel bestrichene Fläche ein Band von parallelen Wirbelfäden dar. Da sie jedoch auf jeder Seite der Symmetrieebene einheitlichen Drehsinn haben, wickeln sie sich zu zwei Bündeln entgegengesetzten Drehsinnes auf, die in größerer Entfernung hinter der Tragfläche infolge der Reibung nur mehr ungeordnete Luftbewegungen hinterlassen.

Man kann sich nach diesen Betrachtungen leicht klar machen, in welcher Weise sich räumlich nahe Flügel durch ihre Strömungsbilder gegenseitig beeinflussen. Wie erwähnt, erzeugt ein Flügel an hinter ihm in kurzen Abständen folgenden Flächen erhöhten Widerstand durch die starke Ablenkung der Strömung nach unten. Aber auch bei Mehrdeckern erhöhen die Randwirbel benachbarter Flügel den Widerstand jedes Flügels über den Betrag seines eigenen Randwiderstandes hinaus. Die sämtlichen an Flügeln und Hilfsflügeln eines Flugzeugs wirksamen Widerstände, die auf die Veränderung des Strömungsbildes durch die Wirbel zurückzuführen sind, faßt man unter der Bezeichnung induzierter Widerstand zusammen. Dieser umfaßt dann nicht nur den durch „Selbstinduktion“ hervorgerufenen Randwiderstand jedes einzelnen Flügels, sondern auch die zusätzlichen Widerstände durch die gegenseitige „Induktion“. Mit den von Prandl¹⁾ hierfür entwickelten Formeln, die durch Messungen recht gut bestätigt sind, kann man den gesamten induzierten Widerstand hinlänglich genau berechnen. Dabei zeigt sich, daß bei gegebener Spannweite, Bauhöhe und Tragfähigkeit Mehrdecker normaler Abmessungen trotz der gegenseitigen Induktion ihrer Flügel einen um 15—30 v. H. geringeren induzierten Widerstand haben als Eindecker; lediglich aus dem Grunde, weil das Verhältnis von Flügeltiefe zu Spannweite, mit dem der Randwiderstand wächst, bei Zwei-, Drei-, oder Vierdeckern etwa $\frac{1}{2}$, $\frac{1}{3}$, $\frac{1}{4}$ so groß wird als beim Eindecker. Die bei den üblichen Bauhöhen nur geringen Unterschiede der induzierten Widerstände der Mehrdecker untereinander rechtfertigen jedoch nicht, die konstruktiven Schwierigkeiten, die mit einer Anordnung von mehr als zwei Flügeln verbunden sind, in Kauf zu nehmen. Auch wird die Herabsetzung des induzierten Widerstandes um wenige Hundertstel, die der Dreidecker unter üblichen Verhältnissen von Spannweite und Bauhöhe mit sich bringt, leicht durch zusätzliche Gewichte und Widerstände bei der konstruktiven Durchführung wieder aufgehoben. So ist es ja auch dem „verspannungslosen“ Eindecker mit biegungsfestem Flügel möglich gewesen, seinen erheblichen Mehrwiderstand gegenüber dem Mehrdecker dadurch auszugleichen, daß er das Fachwerk von Streben und Kabeln, das brückenartig zur festen Verbindung der Flügel von Mehrdeckern dient, vermeidet. Die aerodynamische Durcharbeitung eines Entwurfes kann eben überhaupt nur unter steter Berücksichtigung

¹⁾ Technische Berichte der Flugzeugmeisterei (T. B.) III S. 309.

der konstruktiven Durchführung geschehen. So kann man z. B. zwar aus Prandtl's Formeln schließen, daß es zweckmäßig ist, dem unteren Flügel eines Doppeldeckers geringere Tiefe zu geben als dem oberen. Aber die Unterschiede im induzierten Widerstand sind so gering, daß sie selten die erheblichen konstruktiven und Bauschwierigkeiten bei der Durchführung rechtfertigen können.

Wir haben die Ausgestaltung des ebenen Strömungsbildes zu einem räumlichen nun auch noch in Hinsicht der Aufnahme des Flugzeuggewichtes durch den Erdboden zu ergänzen. Während wir in der letzten Vorlesung in Rücksicht auf den gleichartigen Verlauf der Strömung in zur Stromrichtung parallelen lotrechten Ebenen die Druckverteilung am Boden nur in dieser Richtung angeben konnten, muß sich bei Berück-

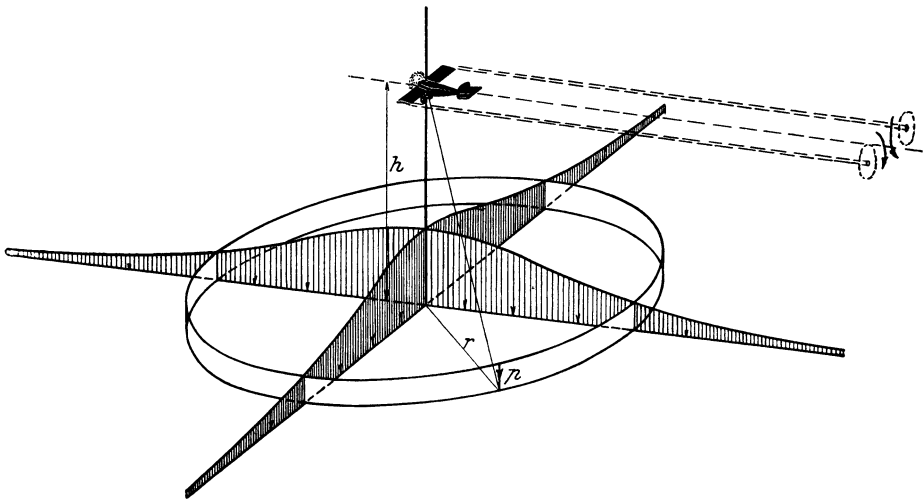


Bild 34. Verlauf der Drucksteigerung auf dem Erdboden durch das Gewicht eines Flugzeuges.

sichtigung der begrenzten Spannweite des Flugzeuges ein nach allen Richtungen gleichmäßiger Verlauf der Bodendrucke ermitteln lassen. Denn es ist nicht einzusehen, wie die stetige Bewegung eines in einer Flüssigkeit schwebenden Körpers irgendeinen Einfluß auf die Aufnahme der lotrechten Kraft seines Gewichtes durch den Boden bei großem Abstand von diesem üben könnte. In der Tat hat der im Verhältnis zur Reishöhe des Flugzeuges verschwindend kleine Abstand der Randwirbel voneinander, obwohl ihre Gesamtstärke gleich der des tragenden Wirbels ist, zur Folge, daß sie sich gegenseitig in ihrer Wirkung auf den Boden vollkommen aufheben. Wir haben also die früher angegebene Berechnung der Drucksteigerung durch den tragenden Wirbel nur insoweit richtigzustellen, als sie natürlich nicht auf den Bodenstreifen beschränkt ist, der von den beiden lotrechten Ebenen begrenzt wird, die man durch die Flügelspitzen in der Flugrichtung legen kann. Der im Verhältnis zur Höhe unendlich kurze Tragwirbel von gegebener Stärke hat vielmehr

nach der Wirbeltheorie in der Entfernung r vom Lot eine Drucksteigerung

$$P = \frac{G}{2 \pi h^2} \cdot \frac{1}{[1 + (r/h)^2]^{3/2}} \text{ kg/m}^2$$

zur Folge. Ein Flugzeug im Gesamtgewicht von 3000 kg, das nach unserer früheren Annahme 20 m Spannweite haben müßte, erzeugt daher aus 500 m Höhe in der Lotrechten durch seinen Schwerpunkt am Boden eine größte Drucksteigerung von nur 2/1000 mm Wassersäule. Bei gleichmäßiger Verteilung des Höchstdruckes käme für die Aufnahme des

Gewichtes ein Kreis von $\sqrt{2} \cdot h = 700$ m Halbmesser in Frage. Tatsächlich findet aber wieder eine starke Abnahme des Druckes nach außen bis ins Unendliche statt. Die nachstehende Zahlenreihe gibt die Bruchteile des Höchstdruckes in Abständen vom Lot für ganze Vielfache der Flughöhe:

r/h	1	2	3	4
P/P_{max}	0,35	0,09	0,03	0,01.

Die Auftragung der Drucke führt zu einer glockenförmigen Fläche wie sie in Bild 34 dargestellt ist.

Das Ergebnis aller unserer Betrachtungen über das Zustandekommen und die Größe von Luftkräften können wir nunmehr in wenigen Formeln zusammenfassen. Wir bezeichnen die in der früheren Übersichtstafel gegebenen, auf den zur Flugrichtung senkrechten Querschnitt Q bezogenen Widerstandszahlen mit ξ und die auf die größte Projektion F von Flügeln bezogenen gleichartigen Zahlen mit ψ . Für einen einzelnen Flügel ergeben sich als Komponenten der Luftkraft entgegen der Flugrichtung X , senkrecht zur Flugrichtung Y und das Moment um die Querachse in $1/4$ der Flügeltiefe folgende Beträge:

$$\begin{aligned} X &= \rho v^2 F \cdot [\delta \cdot \pi (\beta + \gamma - \delta) + \psi], \\ Y &= \rho v^2 F \cdot \pi (\beta + \gamma - \delta) &= \eta \cdot \rho v^2 F, \\ M &= -\rho v^2 F \cdot \frac{t}{4} \cdot \pi \frac{\gamma}{1 + 2F/b^2} &= -\varphi \cdot \rho v^2 \frac{F^2}{b}. \end{aligned}$$

Diese Gleichungen werden durch Kraftmessungen im künstlich erzeugten Luftstrom hinreichend genau bestätigt (Bild 35). Die Meßergebnisse pflegt man durchweg auf die unbenannten Zahlen der vorstehenden

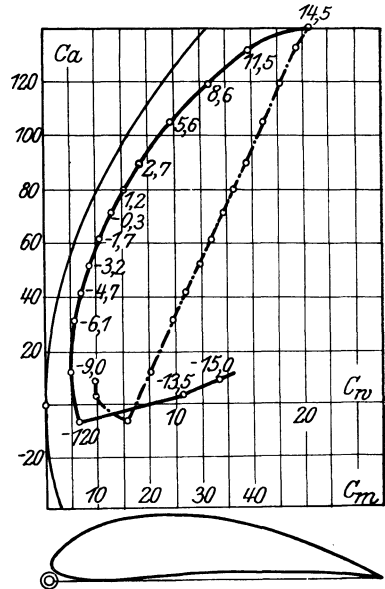


Bild 35. Übliche Darstellung der Ergebnisse von Kraftmessungen an Flügeln im Windkanal. Aerodynamische Versuchsanstalt, Göttingen; Profil 421. Induzierter Widerstand für rechteckigen Grundriß 1:5. Momentenachse ©.

Gleichungen umzurechnen¹⁾. Da δ unmittelbar mit dem Anstellwinkel wächst, zeigt sich der induzierte Widerstand als quadratische Parabel über dem Auftrieb, der dem Anstellwinkel einfach proportional ist.

Zieht man die Ordinaten dieser Parabel vom Gesamtwiderstand ab, so bleibt als Form- und Reibungswiderstand ein im wesentlichen unveränderlicher Betrag für die unbenannte Zahl ψ (Bild 36). Nur für ungewöhnlich große oder kleine Anstellwinkel nimmt der Formwiderstand schnell zu. Auch für den Beiwert des Momentes um die Querachse im

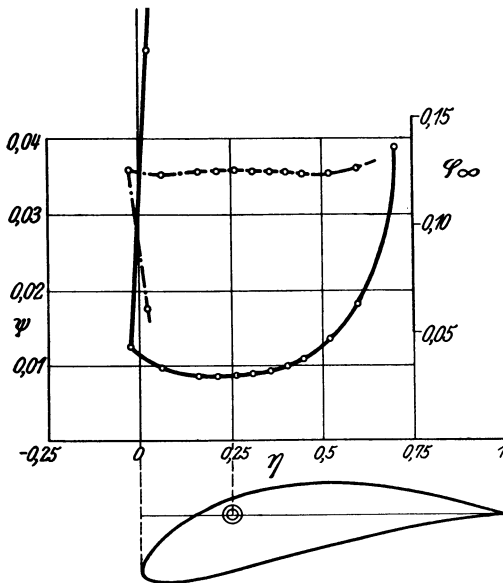


Bild 36. Einfachste Darstellung von Meßergebnissen durch Umrechnung auf unendlich breite Flügel und Beziehung auf Momentenachse ⊙. Die im Profil eingetragene Gerade bezeichnet die Bewegungsrichtung für verschwindenden Auftrieb.

ersten Viertel der Flügeltiefe ergibt sich ein vom Anstellwinkel unabhängiger Betrag, den wir der Einfachheit halber mit φ bezeichnen²⁾. Für den Entwurf genügt jedesfalls die Voraussetzung unveränderlicher Werte von ψ und φ .

Die Vereinfachung der Bezeichnung, die folgerichtig dazu führt, auch den Beiwert von Y mit einem einfachen Buchstaben η zusammenzufassen, ist um so mehr berechtigt, als die Meßergebnisse erkennen lassen, daß durch den Einfluß der Zähigkeit nicht allein der Faktor π mit zunehmendem, wirksamem Anstellwinkel erheblich sinkt³⁾, sondern auch γ kleiner ist,

$$X = \rho v^2 [\sum \xi Q + \sum \psi F] + 2\kappa \cdot \frac{\sum (\beta + \gamma - \delta) \cdot F}{b^2} \cdot Y,$$

$$Y = \rho v^2 \sum \eta F,$$

$$M = -\rho v^2 \sum \varphi \frac{F^2}{b}.$$

¹⁾ Die Göttinger Versuchsanstalt bezeichnet mit C_w , C_a , C_m den 200fachen Betrag derselben, um mit ungebrochenen Zahlen rechnen und die Kräfte ohne weiteres auf den mit Staugerät als Ganzes gemessenen Staudruck $\rho v^2/2$ beziehen zu können. Zudem wählt sie die Vorderkante als Momentenachse, daher ergibt sich für C_m über C_a eine Gerade mit Tangente $1/4$, weil ja die veränderliche Auftriebskraft in $1/4$ der Flügeltiefe angreift.

²⁾ Berichtigt mit dem Moment des Widerstandes und um den Verlust durch die kleine Flügelbreite $b/t = 5$ nach der Göttinger Messung Bild 35.

³⁾ Bei üblichen Werten von $\eta \cong 0,5$ etwa um 25 v. H.

Für Mehrdecker reduziert der Faktor α den induzierten Widerstand, wie erwähnt, um 15 bis 30 v. H.; $(\beta - \delta)$ bezeichnet den „Anstellwinkel“ der Flügelsehne gegenüber der Strömungsrichtung, da ja δ den Ablenkungswinkel der Strömung gegenüber der Flugrichtung angibt.

III. Das Flugwerk.

7. Entwurf.

Das vom Anstellwinkel unabhängige negative Luftkräftepaar, welches bei Verlegung der von der Flügelwölbung herrührenden unveränderlichen Auftriebskraft Y_2 nach der Wirkungslinie des veränderlichen, von der Schrägstellung des Tragflügels herrührenden Auftriebs Y_1 frei wird (Bild 30), muß durch irgendwelche vom Anstellwinkel unabhängige Luftkräfte zum Verschwinden gebracht werden. Ein Ausgleich durch Verschiebung des Schwerpunkts gegenüber dem Tragflügel

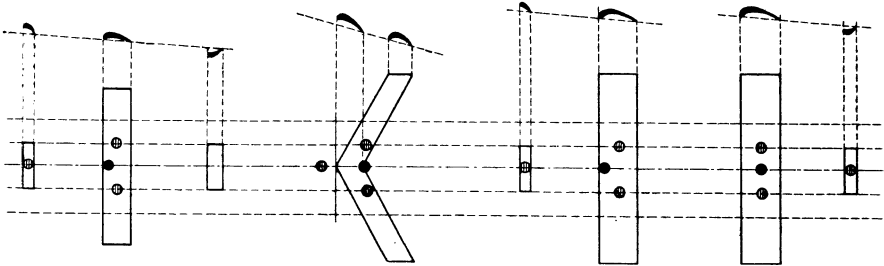


Bild 37—40. Ausgleich des Kräftepaars, das bei Verlegung der von der Wölbung herrührenden Auftriebskraft in die Wirkungslinie der von der Anstellung herrührenden Auftriebskraft frei wird, auf vier verschiedene Arten, die die möglichen Grundrissformen umfassen. Entsprechende angenäherte Lage für ● Schwerpunkt, ⊕ Stützpunkte beim Rollen, — — — Schraubenwirkungslinien.

ist nicht möglich, weil das Gewicht kein mit Geschwindigkeit und Luftdichte veränderliches Moment liefern kann. Am einfachsten scheint es, durch eine kleine Hilfsfläche eine Auftriebskraft in einiger Entfernung vor dem Flügel und durch eine zweite luftbelastete kleine Fläche eine Abtriebskraft hinter dem Flügel zu erzeugen. Dann entsteht tatsächlich ein Kräftepaar von gleichem positiven Moment unabhängig von den Veränderungen von Geschwindigkeit und Luftdichte (Bild 37). Man kann jedoch auch nach Bild 38 ein positives Moment am Tragflügel selbst erzeugen, indem man die beiden Flügelhälften um die lotrechte Achse in der Mitte der Vorderkante gegeneinander verdreht und den nun vornliegenden mittleren Flügelteilen größere Anstellwinkel gibt als den hintenliegenden Flügelenden. Die Veränderlichkeit des Winkels über die Breite kann von der Mitte aus stetig nach dem Rand zu erfolgen. Bei einer Verdrehung der beiden Hälften um je $20\text{--}25^\circ$ nach hinten liefert schon eine Anstellwinkeländerung von $10\text{--}12^\circ$ für übliche Abmessungen Gleichgewicht. Der Schwerpunkt muß dann etwa auf dem Schnitt der beiden Hinterkanten

liegen. Es genügt jedoch auch bei im wesentlichen rechteckiger Flügelform nur eine Hilfsfläche zur Herstellung des Gleichgewichtes. Legt man die Hilfsfläche vor den Tragflügel, so ist, da sie ja gleichzeitig mit diesem den Anstellwinkel ändert, zum Ausgleich des mit dem Anstellwinkel wachsenden Moments der Schwerpunkt ein wenig vor das erste Viertel der Flügeltiefe zu legen (Bild 39). Dann kann die mit dem Anstellwinkel wachsende Auftriebskraft des Tragflügels dem wachsenden

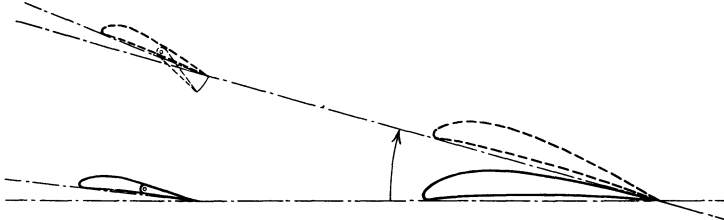


Bild 41. Ausgestaltung des zur Herstellung und Stetigung des Längsgleichgewichts dienenden Hilfsflügels zu einem Höhensteuer. Die Verstellung des hinteren Teils allein ist einer Verdrehung des ganzen Flügels dadurch überlegen, daß sie nicht nur den „meßbaren Anstellwinkel“ β , sondern den ganzen Auslaufwinkel ($\beta + \gamma$), also auch die Wölbung des unterteilten Flügels ändert.

positiven Moment der Hilfsfläche ein zunehmendes negatives entgegenstellen. Aus dem gleichen Grund ist, wenn die Hilfsfläche hinter dem Tragflügel angeordnet ist, der Schwerpunkt ein wenig hinter dem ersten Viertel anzuordnen, damit das durch die Abnahme des Abtriebs abnehmende positive Moment der Hilfsfläche durch ein zunehmendes positives Moment des Tragflügels ergänzt wird (Bild 40). In den in Bild 37—40 dargestellten Grundrissen haben wir danach die wirtschaftlichen Grundformen des Flugzeuges überhaupt vor uns. Dabei hängt es, wie wir früher sahen, nur von der konstruktiven Durchführung ab, ob es zweckmäßig ist, das Flugwerk als Eindecker oder Mehrdecker aufzubauen. Jedenfalls hat man in Rücksicht auf den Widerstand die

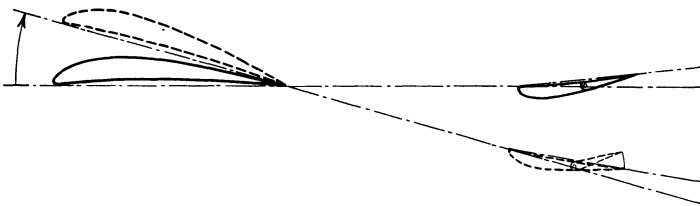


Bild 42. Hintenliegender Hilfsflügel als Höhensteuer.

Hilfsfläche so klein wie möglich zu wählen. Unter üblichen Verhältnissen bieten schon Hilfsflächen von $\frac{1}{10}$ des Ausmaßes der Tragflügel mehrfache Sicherheit. Dabei dienen diese Hilfsflächen neben der Erhaltung des Gleichgewichtes auch zu Veränderungen der Lage um die Querachse, indem man durch Steuervorrichtungen willkürliche Änderungen ihrer Auftriebskräfte ermöglicht. Zu dem Zweck wird gewöhnlich etwa das letzte Drittel der Tiefe der Hilfsfläche — der man natürlich, soweit die Festigkeit zuläßt, zur Minderung des Randwiderstandes möglichst

große Spannweiten zu geben hat — an der Hinterkante des konstruktiv fest mit dem Tragflügel verbundenen vorderen Teils als sog. Ruder drehbar anordnet. Man erhält so nach Bild 41 bei einem Ausschlag des Ruders durch das Absenken der Hinterkante gegenüber der feststehenden Vorderkante der „Flosse“ eine Vergrößerung des Anstellwinkels. Gleichzeitig ändert sich das Profil in ein solches mit starker Wölbung. Durch diesen doppelten Einfluß ist eine Steuerfläche, die in Flosse und Ruder aufgeteilt ist, wirksamer als eine Hilfsfläche, die als Ganzes um eine Achse verdreht wird. Es kommt noch hinzu, daß, wie wir wissen, auf dem Auslauf der Flügel nur geringe Drucklasten, so daß man mit kleinsten Verstellkräften auskommt. Die bei großen Rudern trotzdem beträchtlichen Verstellmomente

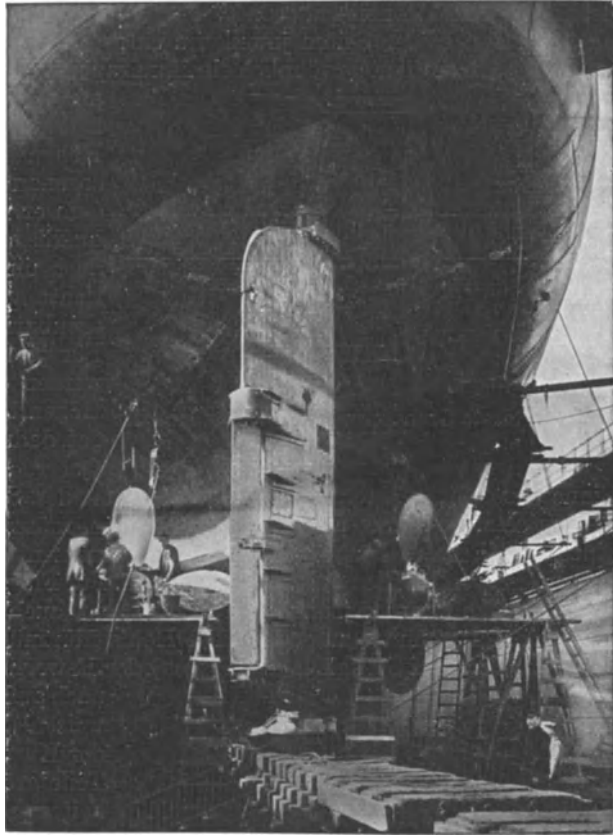


Bild 43. Flettner-Ruder des 9000-t-Motorschiffes Odenwald. Die kleine an der Hinterkante des freibeweglichen Hauptruders angeordnete Hilfsfläche wird durch Parallelkurbelgetriebe von der hohlen Hauptruderachse aus verstellt. Durch die Anordnung der Achsen in ein Viertel der Flächentiefe sind die Verstellmomente am Haupt- und Hilfsrunder so klein, daß der Rudergänger selbst bei großen Schiffen das Ruder von Hand legen kann. Die Anordnung läßt sich ohne weiteres auf Höhen-, Seiten- und Quersteuer von großen Flugzeugen übertragen.

gleicht man nach Dornier durch eine kleine Fläche aus, die an großem Hebelarm an der Ruderachse angreift (Quersteuer von Bild 54 und 55), oder leistet sie nach Flettner selbsttätig durch Verstellung des Auslaufs des Ruders (Bild 43). Derartige Steuer werden natürlich nicht nur zu Drehungen um die Querachse benötigt, sondern bei der Beweglichkeit des Flugzeugs in

jeder Richtung sind auch noch entsprechende Vorrichtungen für Lagenänderungen um die Längsachse und Lotachse, d. h. Quersteuer und Seitensteuer, vorzusehen. Zur Quersteuerung dienen ganz allgemein die Enden der Tragflügel, indem man dort eben auch etwa das letzte Drittel als Ruder drehbar am Hinterholm anordnet. Zur Betätigung der Querruder, die natürlich auf beiden Seiten jeweils im entgegengesetzten Sinn verstellt werden müssen, dient gewöhnlich ein Handrad, das mit wagrechter Achse

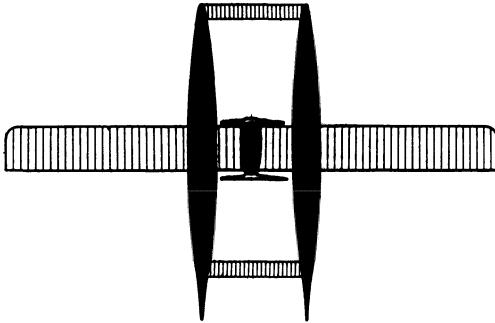


Bild 44. Erste Grundform mit Triebwerk in der Mitte.

am Höhensteuerhebel gelagert ist, oder auch der Höhensteuerhebel selbst als sogenannter Knüppel, indem er nicht nur um eine querliegende Achse, sondern auch um eine in der Flugrichtung liegende Achse drehbar angeordnet wird. Für pfeilförmige Flugzeuge werden die Querruder zur Höhensteuerung verwendet, dadurch, daß man beide Querruder im gleichen

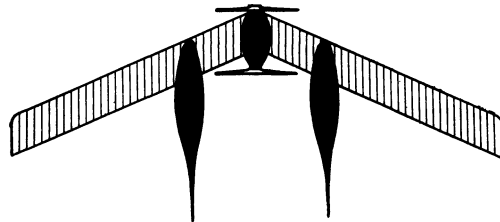


Bild 45. Zweite Grundform mit Triebwerk in der Mitte.

Sinne verstellt, während sie zu Änderungen der Schräglage im entgegengesetzten Sinne ausgeschlagen werden müssen. Kommen nur einzelne Seitensteuer zur Verwendung, so müssen diese natürlich mit symmetrischen Profilen ausgestaltet werden. Für Flugzeuge mit paarigen Seitensteuern kann es jedoch von Vorteil sein, auch den Seitensteuern gewölbte Querschnitte zu geben. Die Hohlseiten müssen dann je nachdem, ob Wert auf Stetigkeit des Fluges oder Beweglichkeit gelegt wird, nach außen bzw. nach innen weisen¹⁾. Denn da die in der Kurve außen liegenden Teile größere Geschwindigkeit haben als die inneren, ist das jeweils außenliegende Seitensteuer wirksamer, als das dem Krümmungsmittelpunkt der Bewegung näherliegende. Die Anordnung gewölbter Seitensteuer kann auch dann von Vorteil sein, wenn sie im Abwind von Luftschrauben angeordnet sind. Das durch Aussetzen eines Triebwerks wachgerufene Moment läßt sich dann eher ausgleichen, als wenn nur Steuer mit symmetrischen Querschnitten vorhanden sind.

Beim Entwurf stehen diese Überlegungen schon in engster Beziehung zu der Entscheidung über Anzahl und Anordnung der Rümpfe. Denn fast immer werden die Rümpfe, die ja in erster Linie Nutzlast und Trieb-

¹⁾ D. R. P. des Verfassers 324 075.

werk aufzunehmen haben, auch Teile des Leitwerkes (Höhen-, Seitensteuer) und Fahrwerks zu tragen haben. Wie ich schon früher ausdrücklich begründet habe, muß man in Rücksicht auf die Bequemlichkeit der Fluggäste und den ungestörten Betrieb der Motoren beide möglichst in getrennten Rümpfen unterbringen. Dabei gestatten Wasserflugzeuge die Anordnung von Rümpfen übereinander, wenn man das Fahrwerk als Boot ausbildet (Bild 54), während bei Landflugzeugen die Rümpfe nebeneinandergelagert werden müssen. In jedem Falle muß zur richtigen Beurteilung der Lage des Flugzeugs, besonders bei der Landung, der Führer unbedingt in der Mittelebene des Flugzeugs möglichst nahe (unter) dem Gesamtschwerpunkt untergebracht werden. Eine tiefe Lage des Sitzes erleichtert ihm dabei die Abschätzung der Höhe über dem Boden beim Landen bzw. Wassern.

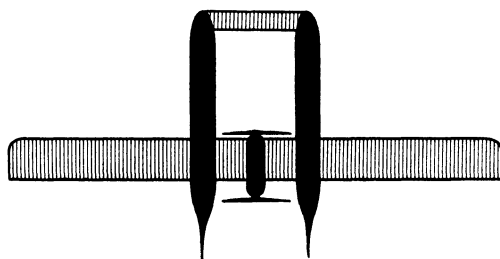


Bild 46. Dritte Grundform mit Triebwerk in der Mitte.

Daraus folgt, daß wenigstens ein Rumpf zur Aufnahme des Führers in der Symmetrieebene eingebaut werden muß. Es erscheint dann natürlich zweckmäßig, um dem Führer die Überwachung des Triebwerks zu erleichtern, auch dieses im Mittelrumpf unterzubringen. Da sich bis jetzt kein Getriebe zur Übertragung des Motordrehmoments auf nicht unmittelbar am Gehäuse gelagerte Luftschrauben bewährt hat, ergeben sich dann höchstens 2 Vortriebseinheiten, d. i. ein Motor vor und ein Motor hinter dem Führer.

Die Fluggäste müssen dann gewissermaßen in zwei getrennten Abteilen in seitlichen Rümpfen untergebracht werden, die nach Bild 44, 46 und 47 außer den Seitensteuern auch das Höhensteuer aufzunehmen haben, wenn nicht nach

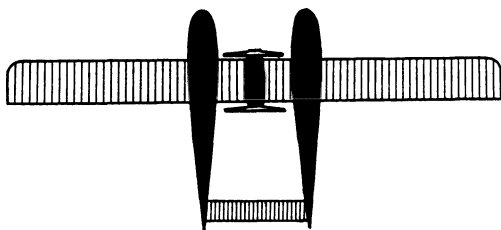


Bild 47. Vierte Grundform mit Triebwerk in der Mitte.

Bild 45 das Längsgleichgewicht durch starke Pfeilform der Tragflügel gesichert wird. Kann wie bei Flugbooten die Nutzlast in einem geräumig ausgestalteten Fahrwerk untergebracht werden (Bild 54), so muß das Boot natürlich das Leitwerk tragen. Bei Landflugzeugen würde jedoch eine derartige Anordnung zu unnötig hoher Lage des Triebwerks und damit des Gesamtschwerpunktes führen. Die Trennung von Triebwerk und Nutzlast kann natürlich auch in der Form geschehen, daß die Motoren rechts und links vom Hauptrumpf so nahe, als die Luftschrauben zulassen, in kleinen Rümpfen untergebracht werden. Auf diese Weise ergibt sich nach Bild 48—51 ohne weiteres

die Möglichkeit, 4 Motoren einzubauen. Und gerade diese Anzahl erscheint nach eingehenden Untersuchungen¹⁾ über die Betriebssicherheit trotz der höheren Störungswahrscheinlichkeit mehrerer Motoren für die Verringerung der Notlandungswahrscheinlichkeit am vorteilhaftesten, weil der Bruchteil der Vortriebsleistung, der beim Aussetzen eines Motors in Wegfall kommt, dann nicht mehr so erheblich ist, daß man sich sofort zur Notlandung entschließen muß. Beim Wegfall eines so

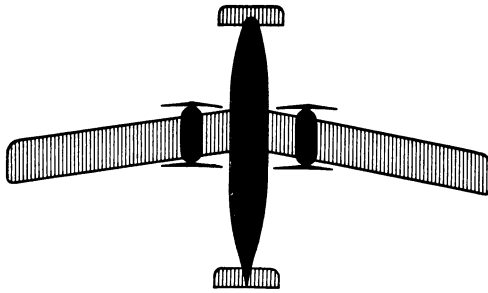


Bild 48. Erste Grundform mit symmetrischer Aufteilung des Triebwerks in kurzen, seitlichen Rümpfen (mit schwacher Pfeilform zur Entlastung der Hilfsflügel).

Fluges eine Arbeit an den Motoren gestatten. In dieser Hinsicht bedeutet natürlich die Verlegung des Triebwerks statt der Nutzlast in die Seitenrümpfe einen Nachteil, da sie damit der unmittelbaren Obhut des Führers, der seinen Sitz ja im Mittelrumpf haben muß, entzogen werden. Ein weiterer Nachteil ist der, daß, sobald Motoren seitlich der Symmetrieebene angeordnet werden, beim Aussetzen eines

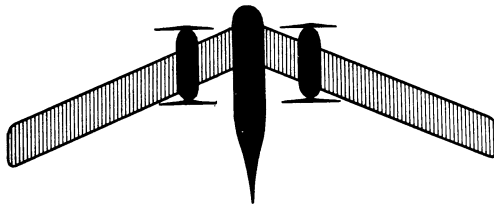


Bild 49. Zweite Grundform mit symmetrischer Aufteilung des Triebwerks in kurzen, seitlichen Rümpfen.

Motors erhebliche Drehmomente um die Lotachse frei werden, so daß man schon in Rücksicht hierauf gezwungen ist, solche Flugzeuge mit wesentlich größeren Seitenstauern auszurüsten. Neben diesen beiden Baurichtungen Bild 44—47 und Bild 48 bis 51, bei denen grundsätzlichen möglichst viel Motoren getrennt von der Nutzlast angeordnet werden lassen sich natürlich noch eine Reihe von Anordnungen angeben, die wie Bild 52 auf möglichst große Motorzahl oder wie Bild 53 auf die völlige Trennung von Triebwerk und Nutzlast verzichten. So wird man gelegentlich auch gezwungen sein, in den Triebwerksrümpfen nur einen Motor statt zweier unterzubringen, wenn z. B. Motoren entsprechender Leistung nicht auf dem Markte sind oder die erhöhten Strahlverluste

geringen Bruchteils der Vortriebsleistung bleibt vielmehr die Möglichkeit, in einen außerordentlich flachen Gleitflug überzugehen und in geringerer Höhe mit geringerer Geschwindigkeit den Flug bis zum Ziel durchzuführen, oder gar die Störungsursache am Motor im Fluge zu beseitigen. Hierfür ist allerdings erforderlich, daß die seitlichen Motorrümpfe während des

Fluges eine Arbeit an den Motoren gestatten. In dieser Hinsicht bedeutet natürlich die Verlegung des Triebwerks statt der Nutzlast in die Seitenrümpfe einen Nachteil, da sie damit der unmittelbaren Obhut des Führers, der seinen Sitz ja im Mittelrumpf haben muß, entzogen werden. Ein weiterer Nachteil ist der, daß, sobald Motoren seitlich der Symmetrieebene angeordnet werden, beim Aussetzen eines Motors erhebliche Drehmomente um die Lotachse frei werden, so daß man schon in Rücksicht hierauf gezwungen ist, solche Flugzeuge mit wesentlich größeren Seitenstauern auszurüsten. Neben diesen beiden Baurichtungen Bild 44—47 und Bild 48 bis 51, bei denen grundsätzlichen möglichst viel Motoren getrennt von der Nutzlast angeordnet werden lassen sich natürlich noch eine Reihe von Anordnungen angeben, die wie Bild 52 auf möglichst große Motorzahl oder wie Bild 53 auf die völlige Trennung von Triebwerk und Nutzlast verzichten. So wird man gelegentlich auch gezwungen sein, in den Triebwerksrümpfen nur einen Motor statt zweier unterzubringen, wenn z. B. Motoren entsprechender Leistung nicht auf dem Markte sind oder die erhöhten Strahlverluste

¹⁾ Rohrbach: Beiheft 4 der Z. F. M. S. 27 ff.

hintereinander arbeitender Schrauben vermieden werden sollen. Die Anordnung der Nutzlast in den hierfür bestimmten Rümpfen und damit deren Gestaltung wird dann wesentlich dadurch bestimmt, ob man die Luftschrauben als „Zugschrauben“ vor den Tragflügeln oder als „Druckschrauben“ hinter den Tragflügeln arbeiten läßt. In beiden Fällen muß man einen kleinsten Abstand von 10—15 cm von den Tragflügelkanten wahren, damit diese nicht durch die periodischen Drucksteigerungen allzu hoch beansprucht werden. Beim pfeilförmigen Flugzeug bedingt die schräge Führung der Flügelkanten eine entsprechende Verlängerung der Motorboote, um mit dem Schraubenkreis den Flügeln nicht allzu nahe zu kommen.

Bei der unmittelbaren Lagerung der Schrauben an den Motorgehäusen folgt aus der Lage der Schrauben eine bestimmte Lage des Triebwerksschwerpunktes und der zugehörigen Rümpfe. Für Druckschrauben ergibt sich so eine Lagerung des Motorgewichts wesentlich hinter dem Schwerpunkt, so daß man die Nutzlast, wie durchaus erwünscht ist, weit vor den Schwerpunkt legen kann. Man muß jedoch darauf achten, daß durch die vor dem Schraubenkreis liegenden Haupttragräder kein Schmutz aufgeworfen werden kann, der bei den hohen Umfangsgeschwindigkeiten zerstörend auf das Schraubenblatt wirken muß. Schon das Eintauchen in Wasser wirkt ja bei seiner 800fach größeren Dichte zerstörend. Bei Zugschrauben kann man das Motorgewicht wesentlich im Schwerpunkt lagern und muß dementsprechend auch den Schwerpunkt der Nutzlast dorthin verlegen. In jedem Falle hat man seitlich liegende Rümpfe sorgfältig gegen Splitter der Schrauben zu schützen. Letzten Endes gibt für die Wahl der Anordnung des Triebwerks natürlich die Wirtschaftlichkeit den Ausschlag. Druckschrauben liegen wie bei Schiffen im Abstrom der Boote, in die ihre Antriebsmotoren eingeschlossen sind, und wir wissen aus der Erörterung der Tropfenform, daß es für den Widerstand des Motorboots nur von Vorteil sein kann, wenn die Drucksteigerung an seinem Heck hinaus-

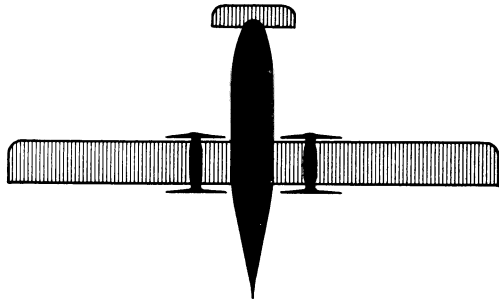


Bild 50. Dritte Grundform mit symmetrischer Aufteilung des Triebwerks in kurzen, seitlichen Rümpfen.

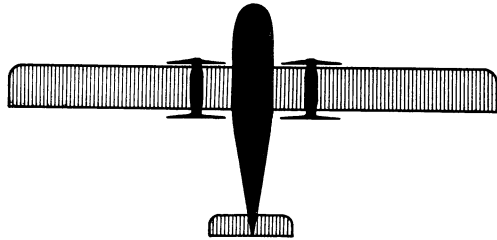


Bild 51. Vierte Grundform mit symmetrischer Aufteilung des Triebwerks in kurzen, seitlichen Rümpfen.

gezögert wird, damit sich die Strömung möglichst lange dem Umriß anschließt. Andererseits ergibt sich daraus für die Luftschaube, daß sie in verzögerter Luft arbeitet, daß man also für den Eintritt der Luft in den Schraubenkreis nicht mit der vollen Flugzeuggeschwindigkeit rechnen darf. Jedenfalls läßt sich eine starke Steigerung des Widerstandes für das Motorboot durch die Druckschaube nicht erwarten. Hingegen sendet die Zugschaube einen Luftstrahl hoher Strömungsgeschwindigkeit unmittelbar auf den Bootskörper, so daß mit einer

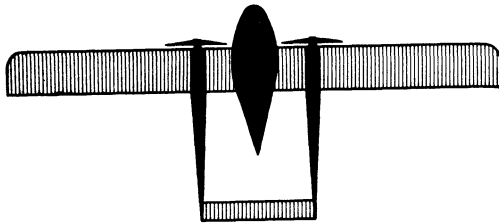


Bild 52. Vierte Grundform mit Lagerung der Steuer an verlängerten seitlichen Motorrümpfen.

Druckschrauben möglich ist. Bei voreinander liegenden („Tandem-“) Schrauben findet natürlich eine nachteilige gegenseitige Beeinflussung statt. Bei entgegengesetzter Drehrichtung kann jedoch die hintere Schraube als „Gegenpropeller“ wirken, d. h. wenigstens die Verdrehung des Strahls der vorderen aufheben und ausnutzen.

Hinsichtlich der Höhenlage der Schrauben muß man in Rücksicht auf die Beschleunigungsmomente beim Anlauf und die Verzögerungsmomente beim Ausrollen bestrebt sein, das

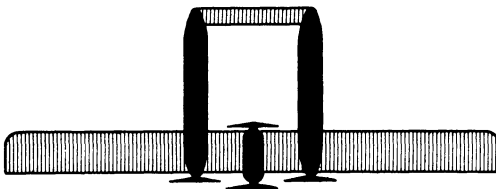


Bild 53. Dritte Grundform mit Triebwerk in der Mitte und Anbau von Druckschrauben an seitlichen Nutzlastrümpfen.

wesentlichen Steigerung von dessen Widerstand gerechnet werden muß. Freilich kann man den Bootskörper durch eine Verschalung beliebig stark verjüngen und ihm so bessere Form verleihen, als dies bei der mittelbaren Lagerung der Schrauben an den Motorgehäusen für

Triebwerk ebenso wie die anderen Lasten möglichst tief zu lagern. Durch den Halbmesser der Schraube und ihre feste Lagerung am Motor kann man jedoch eine Höhenlage von etwa $1\frac{1}{2}$ m kaum je unterschreiten; ja gewöhnlich muß man in Rücksicht auf die Sicherheit der Luftschauben beim Landen

in hohem Gras noch größere Abstände verwirklichen. Eine gewisse Erleichterung gewährt hier die Anordnung einer am Motor angebauten Übersetzung, die den Schwerpunkt des Motors um den Wellenabstand tiefer zu legen gestattet. Andererseits erhält man aber gerade bei Untersetzung größere Schraubenhalbmesser, so daß der damit gewonnene Vorteil zum größten Teil wieder ausgeglichen wird. Hohe Lage der Motoren bedingt noch höhere der Betriebsstoffe, wenn die Zuführung des Brennstoffs zum Vergaser möglichst betriebssicher, d. h. durch natürliches Gefälle erfolgen soll. Um die damit verbundene Verschiebung des Gesamtschwerpunktes nach oben in Rücksicht auf die

Kippmomente bei An- und Auslauf zu vermeiden, müßte man den Brennstoff durch Pumpen zum Vergaser fördern. Die Dichtung und Schmierung derartiger Pumpen bereitet, weil Benzin Fette löst, so große Schwierigkeiten, daß es erst in der letzten Zeit gelungen ist, hinreichende Sicherheit für ihren Betrieb zu erreichen. Die Anordnung des Brennstoffes unter Überdruck, die die Zwischenschaltung einer Pumpe zwischen einem tiefliegenden Behälter und dem Vergaser umgeht, hat man ganz aufgegeben; zum Teil in Rücksicht auf die Steigerung der Feuersgefahr; vor allem jedoch weil schon die kleinste Undichtheit ein Versagen der Brennstoffzufuhr zur Folge haben kann.

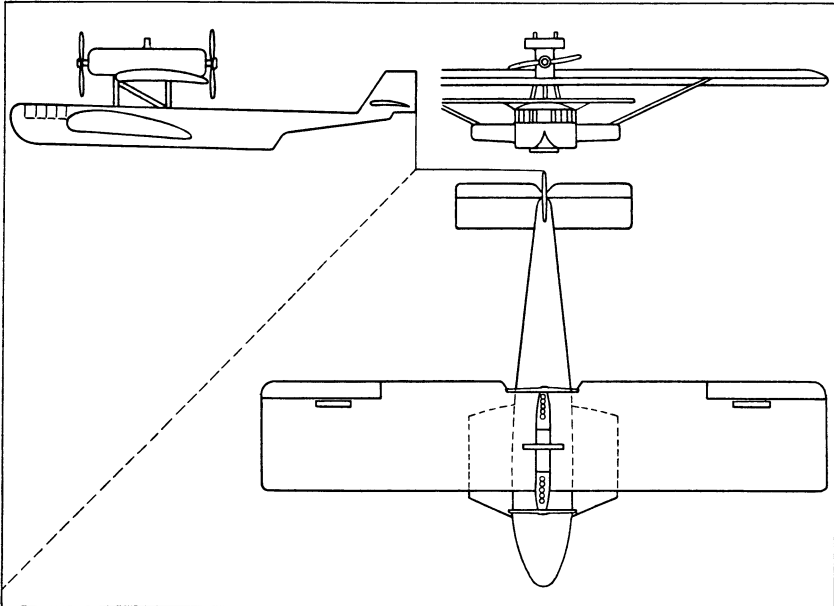


Bild 54. Ausgestaltung der vierten Grundform mit Triebwerk in der Mitte als Flugboot: Wal der Dornier-Metallbauten G. m. b. H.

Im übrigen ist man mit der Anordnung der Behälter im wesentlichen an die Senkrechte durch den Gesamtschwerpunkt im Seitenriß des Flugzeugs gebunden, um das mit der Flugzeit abnehmende Gewicht der Betriebsstoffe ohne Einfluß auf das Längsgleichgewicht des Flugzeugs zu lassen.

Der Forderung, eine möglichst tiefe Lage des Gesamtschwerpunktes zu erreichen, läßt sich bei Anordnung der Rümpfe für die Nutzlast schon wesentlich besser nachkommen als beim Triebwerk, dessen Tieferlegung, wie wir sahen, durch den Schraubenhalbmesser bei unmittelbar am Motor gelagerten Schrauben stark beschränkt wird. Natürlich ist man in Rücksicht auf Boden-Unebenheiten und Hindernisse auch hier an bestimmte Mindestwerte bei Landflugzeugen gebunden (Bild 55), während man bei Wasserflugzeugen das Fahrwerk unmittelbar mit dem Nutzlastrumpf in Form eines Bootes vereinigen kann (Bild 54).

Die endgültige Höhenlage des Gesamtschwerpunktes über dem Boden bestimmt die Lage der Stützpunkte des Flugzeugs für An- und Auslauf. Zur statisch bestimmten Aufnahme des Gewichtes durch den Boden sind mindestens 3 Stützpunkte anzuordnen. Durchweg werden zwei derselben in der Nähe der Senkrechten durch den Schwerpunkt symmetrisch mit einigen (2—5) Metern Spurweite als Laufräder angeordnet. Weitere Stützpunkte dienen nur zur Aufnahme des beim Rollen stark veränderlichen kleinen Momentes, welches das Gewicht in bezug auf die Achse der Laufräder übt. Hierbei sind eben plötzliche Verzögerungen durch Bodenwiderstände infolge der Lage des Schwerpunktes über dem Boden wesentlich bedeutsamer als das beträchtliche Moment gleichen Sinnes, welches der Schub mit dem Reibungswiderstand bei Beginn des Anlaufes bildet. Denn man muß erfahrungsgemäß damit rechnen, daß auf mangelhaften Plätzen die Verzögerung durch einen stoßweise auftretenden Rollwiderstand bis etwa $2,5 \text{ m/s}^2$ steigt. Daraus folgt, daß, wenn die weiteren Stützpunkte hinter dem Schwerpunkt liegen, der Schwerpunkt um $\frac{1}{4}$ seiner Entfernung vom Boden hinter der Laufachse liegen muß, wenn das Flugzeug sich nicht überschlagen soll (Kopfstand oder gar Rückenlage). Die damit verbundene Belastung des dritten Stützpunktes mit etwa $\frac{1}{4}$ der Last beim Auslauf konnte beim Anlauf mit der bisher üblichen Grundform (Bild 55) dadurch herabgesetzt werden, daß man den Rumpf durch den Schraubenstrahl mittels des Höhensteuers hinten anhob. So war es möglich, den dritten Stützpunkt durch das Moment einer Luftkraft völlig zu entlasten und ihn zur Verkürzung des Auslaufs durch Reibung als elastisch drehbar gelagerte Kufe, „Sporn“, auszubilden. Die hohe Reibung des Sporns kam aber beim Auslauf trotzdem nicht zu voller Geltung, da der Sporn durch das Kippmoment der verzögerten Massen (hohe Schwerpunktslage) um so mehr entlastet wurde, je stärker eben die Verzögerung war. Die trotz dieser Nachteile fast ausschließliche Ausführung der Flugzeuge nach der Grundform Bild 40 läßt sich wohl allein auf die Befangenheit der Konstrukteure in organischen Vorbildern zurückführen. Die Gestalt des Vogels hat sich wohl als fliegender Organismus in Tausenden von Arten unübertrefflich gezeigt; ein Mechanismus ist jedoch unter vollkommen anderen Voraussetzungen zu gestalten. Es genügt, daran zu erinnern, daß das einfachste Maschinenelement, das Rad, in einem Organismus unvorstellbar ist und daß daher die organischen Vorbilder trotz der unerschöpflichen Belehrung, die man aus ihrer Beobachtung auch in mechanischer Hinsicht ziehen kann, für die Gestaltung eines Mechanismus nicht maßgebend sein dürfen. In dieser Richtung liegt zweifellos eine besondere Bedeutung des ersten Fluges der Gebrüder Wright, weil die Grundform und die Flügelgestaltung ihres Flugzeugs keine ängstliche Anlehnung an Vorbilder der Natur zeigt. Bei den nicht organischen Grundformen Bild 37—39 erhält man ohne weiteres für das Flugzeug beim Rollen die Stabilität eines Kraftwagens oder Dreirades, da sie an den weit nach vorn ausladenden Rumpfen ein Rad oder Räderpaar in beträchtlicher Entfernung vor dem Schwerpunkt anzuordnen gestatten. Diese Stützpunkte sind dann ohne Über-

schreitung der zulässigen Bodendrucke in der Lage, selbst beträchtliche Kippmomente durch stoßweise Verzögerung beim Rollen aufzunehmen, so daß für diese Grundformen die Gefahr des Überschlagens überhaupt nicht besteht. Freilich bereitet die Anordnung ausreichender Seitensteuer zum mindesten bei der „Ente“ (Bild 39) Schwierigkeiten, wenn man sie nicht im Abstrom von Zugschrauben unterbringen kann. Das Seitensteuer tritt jedoch in seiner Bedeutung für den freien Flug bei der nur mäßigen Wendigkeit, die man von Verkehrsflugzeugen fordert, zurück, da die Richtungsänderung viel schneller durch Schräglegung des Flugzeugs mit den Quersteuern bewirkt werden kann (Bild 94). Für An- und Auslauf kann man die Wirkung des Seitensteuers ergänzen

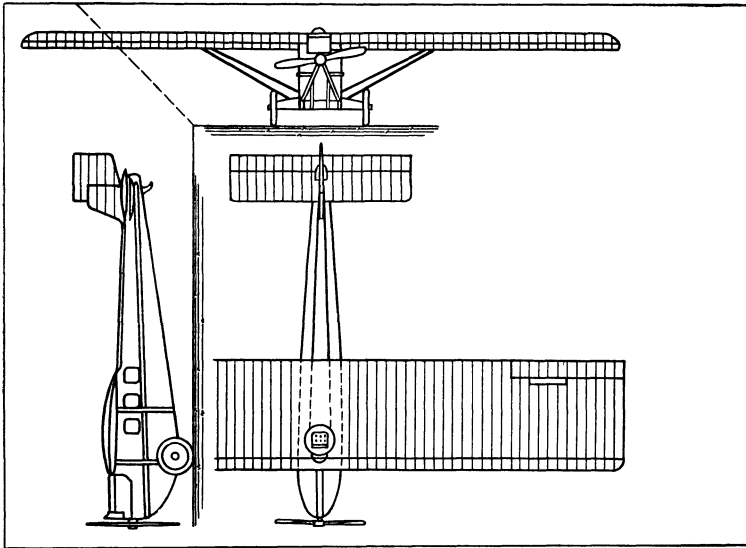


Bild 55. Vierte Grundform mit Antrieb durch eine einzige Schraube (schwimmfähiges Landflugzeug „Komet“ der Dornier-Metallbauten G. m. b. H.)

durch die bei Kraftfahrzeugen übliche Steuerung des Fahrwerks mit Leiträdern bzw. Wasserruder. Beim Ausrollen von Landflugzeugen kann man zudem die Verstellung der steuerbaren Leiträder unterstützen durch verschiedene starke Abbremsung der beiden Laufräder. Die Regelung der Bremswirkung muß dann durch dieselbe Steuerung geschehen, mit der die Leiträder und Seitensteuer verstellt werden¹⁾.

Die übersichtliche Darstellung eines Entwurfes geschieht, wie im Maschinenbau allgemein üblich, durch die Aufzeichnung dreier Ansichten in zueinander senkrechten Richtungen: von der Seite, von vorn und von oben. Die Darstellung des Seitenrisses von links hat sich in Übereinstimmung mit der Fahrzeugindustrie eingebürgert und sollte selbst für Flugboote als Regel gelten. Denn die im Schiffbau übliche Entwicklung des Seitenrisses vom Propeller aus nach rechts, die zu einer Betrachtung

¹⁾ D. R. P. des Verfassers Nr. 335 587.

von rechts, statt wie bei Landfahrzeugen von links, führt, war für die bisher üblichste Flugzeugform mit vornliegender Zugschraube auch entscheidend. Angesichts der vier überaus verschiedenen Grundformen von Flugzeugen erscheint ein Wechsel in der Blickrichtung je nach der Anordnung der Schrauben für den Seitenriß aber weiterhin nicht zweckmäßig, sondern die Einführung einer Norm hierfür, eben der Ansicht von links, unerläßlich. Beim Antrieb durch hintereinander liegende Motoren, wie sie in den Bildern 44—51 dargestellt sind, wäre zudem die Entwicklung des Seitenrisses von der Schraube aus als entscheidende Norm undurchführbar, da man ebenso von der Druck- wie der Zugschraube zeichnerisch seinen Ausgang nehmen könnte. Aus der damit gegebenen Bewegungsrichtung des Flugzeugs von rechts nach links folgt für die Betrachtung von Strömungen eine Strömungsrichtung von links nach rechts. Daher werden auch alle der Strömung ausgesetzten Bauteile, Flügel, Streben usw., für eine Anströmung von links gezeichnet. Der Entwurf geht nach den Bildern 37—40 von der Auftragung der Seitenrisse in der linken oberen Ecke der Zeichnung aus und entwickelt unmittelbar daran anschließend darunter den Grundriß. Dann hat weiterhin als normal zu gelten nach der Klappregel für die Anordnung von Schnitten und Ansichten beim Maschinzeichnen, daß die Vorderansicht über derselben Bodenhorizontalen rechts von der Seitenansicht aufgetragen wird. Die in Bild 56 im rechten unteren Viertel eingetragene Hilfsgerade unter 45° vermittelt durch senkrechte Projektion zum Aufriß und wagrechte zum Grundriß die Zuordnung dieser beiden Risse zueinander. Bei üblichen Größenverhältnissen der Flugzeuge ergibt sich das für Zeichnungen wie für alle Fertigformate der Papierindustrie zur Norm erhobene Seitenverhältnis $\sqrt{2} : 1$ für Breite und Höhe der Entwurfszeichnung, wenn man bei Aufriß und Grundriß die überflüssige Darstellung der aus Symmetriegründen gleichen rechten Hälfte des Flugzeugs wegläßt, dadurch, daß man Flügel und zugehöriges Fachwerk neben dem Mittelrumpf abbricht. Das rechte untere Viertel der Zeichenfläche steht dann, wie die Norm fordert, für Beschriftung, Stückliste oder wichtigste Zahlen der Flugzeugart zur Verfügung.

Die Zuordnung der drei Risse kann unter Beibehaltung der Blickrichtung für den Seitenriß (von links) noch in zwei anderen Arten regelmäßig erfolgen. Dabei wird dann jeweils einer der beiden anderen Risse in unmittelbare Beziehung zu den übrigen Rissen gesetzt. Während man in Bild 56 vom Seitenriß durch wagrechte Projektion zum Aufriß und durch senkrechte zum Grundriß gelangt, kann man nach Bild 54 den Aufriß bevorzugen, dadurch, daß man dem Aufriß bei gleicher Zuordnung des Seitenrisses den Grundriß durch senkrechte Projektion anfügt. Dann besteht nur eine mittelbare Beziehung zwischen Seitenriß und Grundriß durch eine im linken unteren Viertel gelegene Hilfsgerade unter 45° , deren Punkte eine Senkrechte im Seitenriß einer bestimmten Wagrechten im Grundriß zuordnen. Durch diese Zuordnung der Risse kann man, wie Bild 54 zeigt, zu einer vollen Entwicklung des Grundrisses gelangen und dabei noch, wie bei den dort gegebenen Größenverhältnissen, an Zeichenfläche sparen. Für die Beschriftung steht

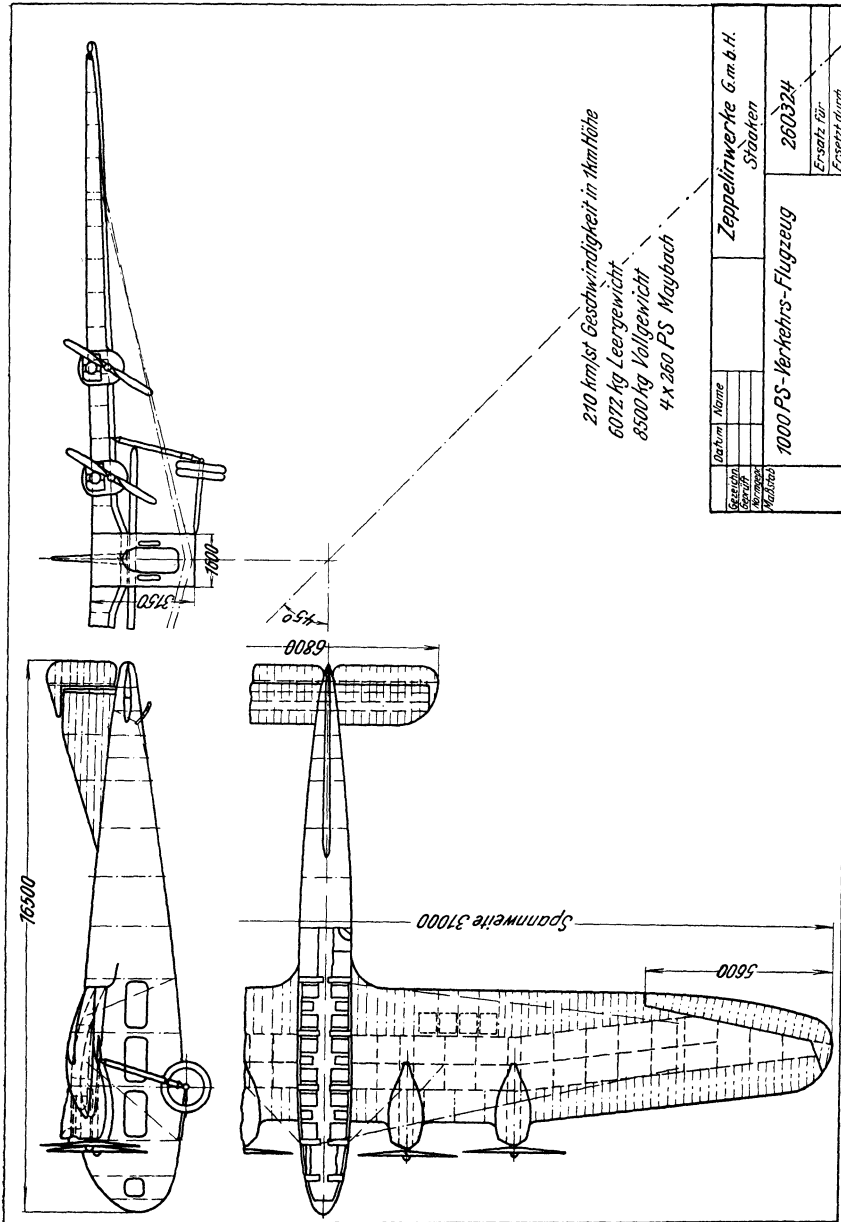


Bild 56. Metallflugzeug der vierten Grundform mit vier in den „dicken“ Flügel eingebauten Motoren durch einen Kriech-tunnel mit dem Rumpfe verbundenen Motoren (Rohrbach).

dann nicht so viel Raum zur Verfügung wie bei normaler Anordnung nach Bild 56, aber die Zeichenfläche unterhalb des Seitenrisses kann erforderlichenfalls für Längsschnitte des Rumpfes oder für einen Grundriß mit abgenommenen bzw. zurückgeklappten Flügeln verwendet werden.

Die Beziehung von Seitenriß und Aufriß durch unmittelbare Projektion auf den Grundriß führt zu einer Anordnung nach Bild 55, die sich nur wenig für zeichnerische Darstellung, aber recht gut für die Wiedergabe im Druck auf geringster Fläche eignet. Die 3 Risse erfüllen bei abgebrochenem Aufriß und Grundriß eine wesentliche quadratische Fläche, die bei der durch Norm zugelassenen Betrachtung von rechts dieselbe Zuordnung von Seitenriß und Grundriß wie die zeichnerisch beste Anordnung nach Bild 56 erkennen läßt. Für das übliche Zeichnungsformat steht dann bei wagrechter Lage der Längsseite ein großer Teil der Zeichenfläche für Beschriftung und Schnitte rechts zur Verfügung. Die Beziehung zwischen Seitenriß und Aufriß stellt eine Hilfsgerade unter 45° links oben her.

8. Ausführung.

Es gilt im Maschinenbau allgemein eine geforderte Leistung mit geringstem Aufwand an Rohstoffen und Arbeitslöhnen in einer Maschine zu verwirklichen. Bei ortsfesten Maschinen führt das Bestreben, an Arbeitslöhnen zu sparen, zur vielseitigen Anwendung von Gußteilen, die nach ihrer Formgebung in der Gießerei eine weitere Bearbeitung mit Werkzeugmaschinen und Werkzeugen in nur geringem Umfange fordern. Zudem sind häufig zur Verminderung der Erschütterungen während des Laufs größere ruhende Massen erwünscht. Für bewegte Teile ist es jedoch schon bei ortsfesten Maschinen nötig, Materialien höherer Festigkeit zur Anwendung zu bringen und sie allseitig zu bearbeiten, um die Beschleunigungskräfte für die bewegten Massen auf einen kleinsten Betrag herabzusetzen. Wesentlich strenger gilt diese Forderung, mit kleinsten, streng gestalteten Querschnitten größte Kräfte zu übertragen, für Maschinen, die dem Betriebe von Verkehrsmitteln dienen, weil hier schon das Maschinengewicht eine Minderung der Nutzladefähigkeit des Fahrzeugs bedeutet. Von hervorragender Wichtigkeit wird die Regel aber erst für die Gestaltung von Luftfahrzeugen, weil hier im allgemeinen das Verhältnis von Fahrwiderstand zu Gewicht ungünstiger als bei Landfahrzeugen ist, und die Nutzleistung des Triebwerks durch die unumgänglich niedrigen Wirkungsgrade der Luftschrauben besonders stark herabgesetzt wird. Für den Bau von Luftfahrzeugen können daher nur solche Stoffe in Betracht kommen, deren Festigkeit im Verhältnis zu ihrem Gewicht sehr groß ist, und die Gestaltung kann ausschließlich durch allseitige Bearbeitung auf möglichst kleine Abmessungen erfolgen.

Für hochbeanspruchte Teile wird man geglähten Nickelstahl von etwa 8500 kg/mm^2 Zugfestigkeit oder Chromnickelvanadiumstahl bis zu 140 kg/mm^2 verwenden. Daneben hat sich als Metall das Duralumin¹⁾, eine Aluminiumlegierung von 3800 kg/cm^2 Festigkeit und 18—15 v. H. Dehnung, schon hervorragende Bedeutung erworben. Denn es weist nur $2,8 \text{ g/cm}^3$ spezifisches Gewicht auf. Es hat also etwa $\frac{1}{3}$ des Gewichts von Stahl, und dabei etwa die Hälfte seiner Festigkeit.

¹⁾ Dürener Metallwerk, A.-G., Düren, Rheinland.

Für die Aufnahme gleicher Kräfte liefert es daher Bauteile von rd. $\frac{2}{3}$ des Gewichts, das sich bei Herstellung aus zähem Stahl ergibt. Auf Grund der Beziehung der Festigkeit zum spezifischen Gewicht hat sich auch Holz in großem Umfang als Baustoff eingeführt. So kann man für Esche, die nur $0,7 \text{ g/cm}^3$ wiegt, etwa mit 1700 kg/cm^2 Zug-, 700 Druck- und etwa 1100 Biegezugfestigkeit rechnen. Für bestimmte Verwendungszwecke ergibt danach Holz leichtere Bauteile als irgendein Metall. Seine mangelhafte Homogenität, die auf seiner organischen Struktur beruht, schränkt jedoch seine Bedeutung als Baustoff erheblich ein. Die ungleiche Festigkeit verschiedener Teile, die aus ein und demselben Baumstamm hergestellt werden, erschwert das Rechnen auf kleinste Querschnitte außerordentlich. Dabei ändert sich die Festigkeit nicht allein vom Kern nach der Rinde zu, sondern auch vom Stamm zum Zopf, so daß man, selbst wenn viele Festigkeitsproben angestellt sind, über die Zuverlässigkeit des verwendeten nachbarlichen Stückes im unklaren ist. Man ist daher jüngst dazu übergegangen, die Gesetze zu erforschen, die die Formänderungsfähigkeit des Holzes mit seiner Festigkeit verbinden¹⁾ und schließt dann rückwärts aus der Formänderung des fertigen Stückes unter bekannter Belastung auf dessen Festigkeit. Man hat so festgestellt, daß der Elastizitätsmodul E von Esche zwischen $60\,000$ und $160\,000 \text{ kg/cm}^2$ liegt, und zu den Festigkeiten etwa in folgenden Beziehungen steht, wenn der Einfachheit halber $e = E/10\,000$ geschrieben wird:

$$\begin{aligned} \text{Zugfestigkeit} \quad K_z &\cong 2,5 e + 10 e^2 \text{ kg/cm}^2, \\ \text{Biegezugfestigkeit} \quad K_b &\cong 25 e + 100 \sqrt{5} e \text{ kg/cm}^2. \end{aligned}$$

Belastet man z. B. einen Holm beiderseits an den vorkragenden Enden mit gleichen Gewichten, so muß er sich kreisförmig durchbiegen, wenn bei gleichem Querschnitt auch der Elastizitätsmodul sich nicht ändert. Nimmt hingegen der Elastizitätsmodul und damit die Festigkeit ab, so krümmt sich der Holm stärker und man kann aus der Zunahme der Krümmung die Abnahme der Festigkeit berechnen. Man bedient sich dazu eines selbstschreibenden Gerätes, indem man einen kleinen Wagen auf dem Holm entlang führt. Ein drittes zwischen den beiden Laufrädern angeordnetes senkrecht verschiebbares Rädchen zeigt durch seine Verschiebungen, die ein Zeigerwerk auf die von den Laufrädern gedrehte Schreibtrommel aufzeichnet, die Veränderungen des Krümmungsradius an. Es gelingt so, ohne Zerstörung des betreffenden Bauteils zum mindesten gefährliche Verminderungen der Festigkeit gegenüber dem angenommenen Mittelwert festzustellen.

Man hat auch auf andere Weise mit Erfolg versucht, die Unzuverlässigkeit, die dem Holz als einem organischen Baustoff unvermeidlich anhaftet, herabzusetzen, indem man mehrere astfreie dünne Schnitte mit gesetzmäßig gegeneinander verdrehten Faserrichtungen zu sogenanntem Sperrholz verleimt. Da es gelungen ist, Leime von hervorragender Festigkeit und Witterungsbeständigkeit für verschiedene Verwendungs-

¹⁾ Dissertation Weingarten, Stuttgart; auszugsweise Z. F. M. 1922. S. 338.

bedingungen herzustellen, besitzen solche Hölzer sogar noch den Vorzug, in jeder Richtung nahezu die gleiche Festigkeit aufzuweisen. Mit derartigen Leimen lassen sich auch lange Holme, die man nicht aus einem Stück herstellen kann, durch lange Schäftung und nachträgliche Umwicklung mit festen Stoffen außerordentlich widerstandsfähig herstellen. Wesentlich schwieriger wird indessen bei Holzbauten die Ausbildung von Knotenpunkten, d. h. Punkten, an denen große, verschieden gerichtete Kräfte angreifen, wie sie vor allem bei der Ausbildung der Fachwerke von Mehrdeckern vorkommen. An solchen Stellen läßt es sich nicht vermeiden, Metalle wesentlich höherer Festigkeit mit dem Holz in Verbindung zu bringen. Der kürzeste Weg ist es dann in der Ebene der von außen angreifenden Kräfte das Holz zu durchbohren und Bolzen mit Gegenmuttern einzuführen (Bild 57). Durch diese Bohrung in der Mitte des Querschnittes werden jedoch höchstbeanspruchte Fasern zerschnitten. Wenn man diesen Verlust nun auch dadurch auszugleichen sucht, daß

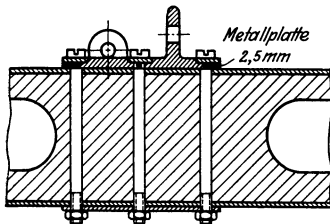


Bild 57. Durchdringender Beschlag zur Verbindung eines Holzholmes mit Fachwerksgliedern.

man den Querschnitt an der betreffenden Stelle verstärkt, so ist doch der Kraftverlauf, der wesentlich an die einzelnen Fasern gebunden ist, eben sprungartig geändert und der erste Anlaß zum Ansetzen von Brüchen gegeben. Da Fachwerksknotenpunkte die Kräfte auf einen Punkt zusammenführen müssen — dieser Punkt innerhalb eines vollen Holzquerschnittes indessen nicht zugänglich ist —, äußern die an den Bolzen angreifenden Kräfte starke zusätzliche Momente und Scherkräfte zwischen den gefährdeten Querschnitten. Man hat diese Gefahr durch „umfassende“ Beschläge zu umgehen gesucht. Man legt ein u-förmig vorgebogenes zähes Blech um den Holm herum und läßt die Kräfte an der offenen Seite durch zur Wirkungsebene der Kräfte senkrechte Bolzen an-

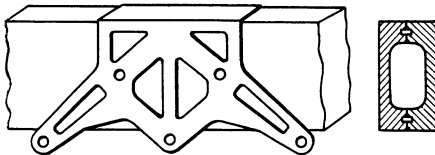


Bild 58. Umfassender Beschlag zur Verbindung eines Holzholmes mit Fachwerksgliedern.

greifen (Bild 58). Diese Bolzen sind dann natürlich nicht nur stark auf Scherfestigkeit, sondern auch auf Biegung beansprucht, so daß man hier wieder Schwierigkeiten hat, bleibende Durchbiegungen durch entsprechende Ausbildung der die Bolzen umfassenden Ösen zu verhindern. Derartige Beschläge müssen natürlich auch gegen Verschieben gesichert werden. Zu dem Zweck muß man den Holm wagrecht durchbohren, um dünne Bolzen einzustecken. Diese Bohrungen durchschneiden jedoch nur die schwächstbeanspruchten Fasern des Querschnittes. Die umfassenden Beschläge sind daher statisch den durchdringenden unbedingt vorzuziehen. Sie sind ihnen gegenüber aber

im Betrieb im Nachteil, weil sie längere Schnitte in der Bespannung bzw. Beplankung erfordern. Diese pflügt sich dann mit der Zeit durch ihre inneren Spannungen vom Schnitt mehr und mehr zu entfernen, so daß Feuchtigkeit und Wasser Zutritt gewinnen und zerstörend wirken können.

Alle diese Schwierigkeiten, mit denen der Konstrukteur bei der Verwendung von Holz zu kämpfen hat, fallen weg, wenn man lediglich mit Metallen baut. Auch unter ausschließlicher Verwendung von Schraub- und Nietverbindungen ergeben sich statisch fehlerfreie, betriebsichere Knotenpunkte. Aber so einfach der Weg scheint, so viel Schwierigkeiten bringt die Durchführung, weil eben die Metalle mit ihren hohen Festigkeiten die Verwirklichung sehr geringer Wandstärken fordern. Es ist bekannt, daß zur Übertragung großer Knickkräfte mit geringstem Gewicht sich dünnwandige Rohre großer lichter Weite am besten eignen. Aber einmal findet die Verwendung geringer Wandstärken sehr schnell ihre Grenze darin, daß die Wand selbst zu Einbeulungen neigt, andererseits ist es außerordentlich schwer, die Angriffspunkte an einem runden Rohr anzuschließen. Um das Zusammenquetschen eines nahtlosen Rohres zu einer nietfähigen Lasche an den Enden zu vermeiden, setzt Dornier¹⁾ die Rohrquerschnitte aus einem niedrigen und einem hohen u-förmigen Profil zusammen (Bild 59), wobei die beiden Schenkelpaare in enger Teilung miteinander vernietet werden. Diese Nieten können dann natürlich auch zum Anschluß von Fachwerk bildenden ähnlichen Profilstäben dienen. Die Metallverbindung durch Schweißen und Löten, die gerade bei Knotenpunkten vorteilhaft scheinen mag, bürgt selbst bei zuverlässiger Arbeit in guten Schablonen nicht für stetig fehlerfrei durchlaufende Querschnitte, so daß keine unbedingte Gewähr für ihre Zuverlässigkeit übernommen werden kann. Auch lassen sich auf diese Weise wesentliche Gewichtsparsnisse nicht erzielen.

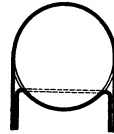


Bild 59. Die Herstellung eines Stabes mit nahezu kreisringförmigem Querschnitt aus zwei u-förmig gezogenen Blechstreifen.

Der Aufbau des Flugzeuges vollzieht sich im allgemeinen in durchaus gleicher Weise wie der der Schiffe. Ebenso wie im Schiffbau Querspannten auf Längsspannten aufgereiht und mit einer Außenhaut beplankt werden, erreicht man beim Aufbau der Flügel und Rumpfe feste Körper, indem man Rippen bzw. Spannten in gewissen Abständen voneinander anordnet, mit Holmen verbindet, und am Umfang mit einer Haut überzieht. Für diese Bauweise lassen sich zwei Grenzfälle angeben, zwischen denen sich in der Praxis ein stetiger Übergang zeigt. Man kann ausschließlich die Längsträger (Längsspannten oder Holmen) in einem geschlossenen Fachwerksystem die Kräfte aufnehmen lassen, um sie weiterzuleiten, während die aufgesetzten Spieren oder Spannten nur der Formgebung der Hülle dienen, oder man zieht die ganze Innenkonstruktion wesentlich nur zur Stützung einer in sich festen Haut heran.

¹⁾ 6. Beiheft Z. F. M. S. 79.

Frühere Bauweisen der Flügel zeigten so verhältnismäßig leichte Spieren auf kräftigen Holmen (Bild 60—62), die durch Innenverspannung gegeneinander und durch Breiten- und Tiefenkreuze mit dem darüber- bzw.

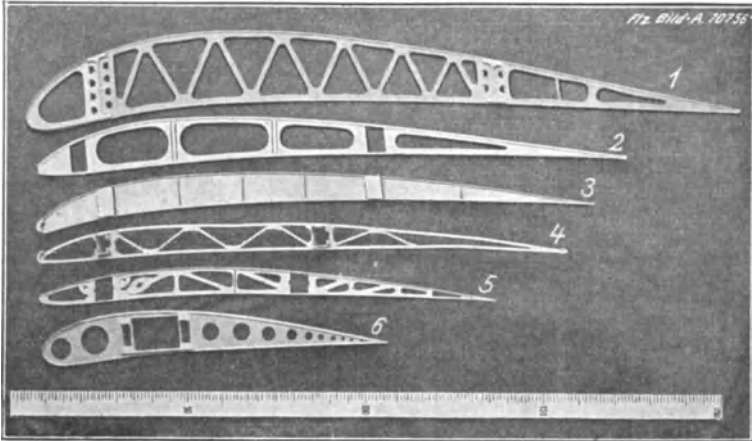


Bild 60. Die Herstellung von Rippen aus Holz als Verbindung der Ober- und Untergurte durch ein gitterförmiges Fachwerk oder einen dünnen Sperrholzsteg mit Aussparungen und aufgeleimten Verstärkungen.

darunterliegenden Flügel und danebenliegenden Rumpf verbunden waren. Die letzte Entwicklung führt hingegen immer näher an die zuletzt angegebene Grenze, wo biegungs- und knickungsfeste Kastenrippen mit den Holmen durch eine feste Beplankung zu einem gegen jede Beanspruchung festen Hohlkörper verbunden werden (Bild 63

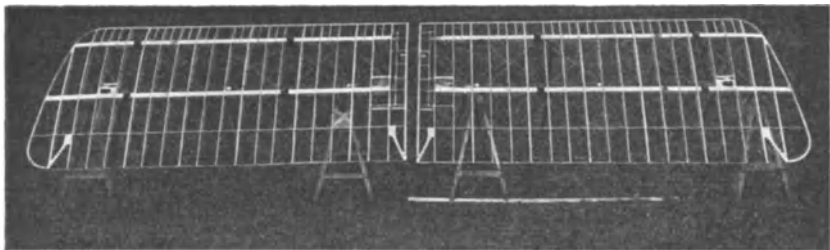


Bild 61. Der Aufbau eines Flügels in Holz aus gegeneinander versteiften Holmen und übergeschobenen Rippen (Pfälz. Flugzeugwerke Speyer).

und 64). Dabei dient die Haut nicht allein dazu, die Verdrehung der Kastenrippen gegen die Holme aus dem rechten Winkel heraus zu verhindern, sondern die Haut selbst nimmt Zug- und Druckspannungen gewissermaßen als äußerste Schicht des Holmquerschnittes auf. Hierzu genügt natürlich nicht mehr die geringe Festigkeit eines Bespannstoffes,

sondern im Holzbau wird Sperrholz, im Metallbau Blech aufgelegt. Um das Blech knickungsfest zu machen, verwendet Junkers Wellblech, während Dornier in verschiedenen Ausführungsformen eine Art Gitter

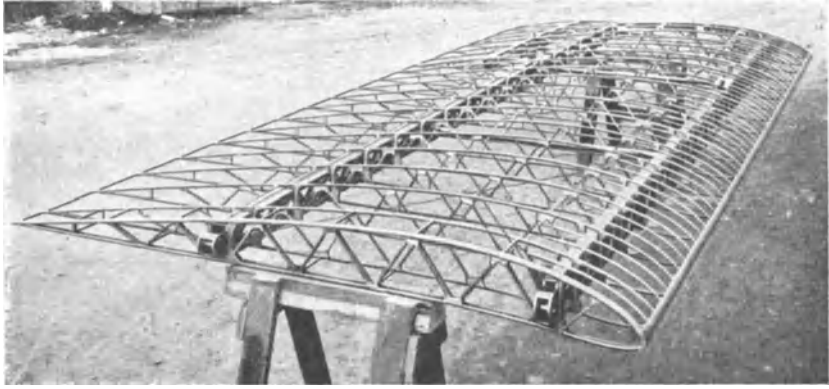


Bild 62. Der Aufbau eines Flügels in Metall aus gegeneinander versteiften Holmen und übergeschobenen Fachwerksrippen (Dornier).

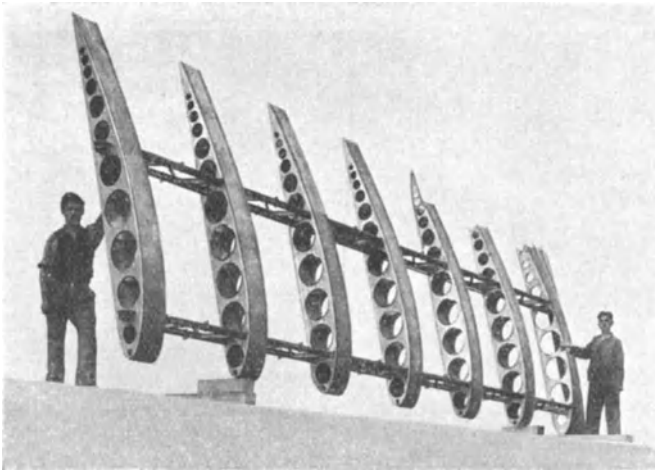


Bild 63. Der Aufbau eines Flügels in Metall aus Fachwerksholmen und darübergeschobenen rahmenförmig ausgesparten Kastenrippen (Dornier).

aus senkrecht zueinander liegenden u-Profilen zur Verstärkung heranzieht. Dabei legt er an der Außenseite die Stege in die Flugrichtung (Bild 64 und 66), innerhalb des Hohlkörpers senkrecht dazu.

Derartige Flügel überschreiten freilich die geringen Einheitsgewichte ($< 5 \text{ kg/m}^2$), wie sie bei Fachwerksbildungen festgestellt wurden. Der

kleine Gewichtsunterschied spielt jedoch in der Leistungsbilanz des Flugzeugs nicht entfernt die Rolle wie die höheren schädlichen Wider-

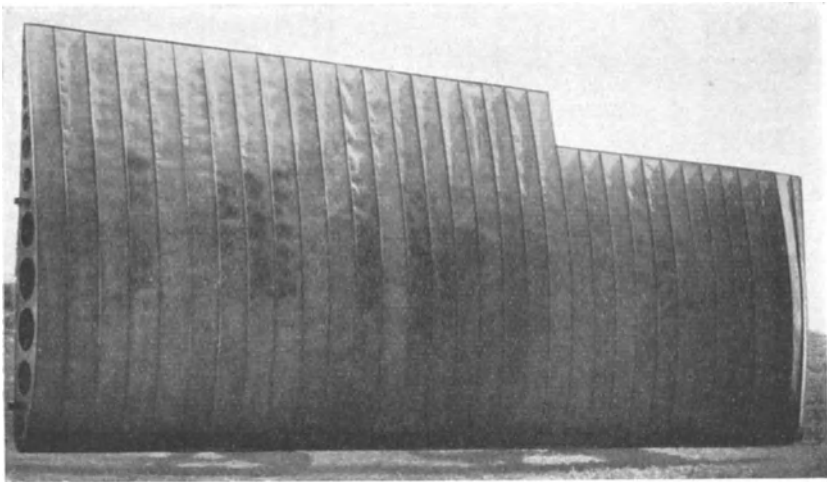


Bild 64. Die Versteifung des Flügels Bild 63 durch eine gegen Knickung gesicherte Metallhaut (Dornier).

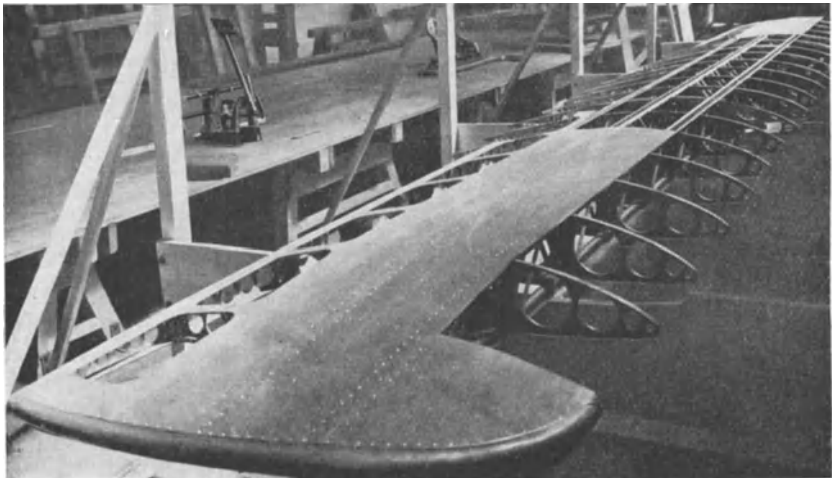


Bild 65. Aufbau eines Flügels in Metall aus drei Fachwerksholmen und rahmenartig ausgesparten, durch Umbördeln versteiften Blechrippen. Die Sicherung gegen Verdrehung der rechtwinkelig zueinander liegenden Bauteile wird durch eine lediglich im Gebiet der Holme aufgebrachte Metallhaut erreicht (Dornier).

stände außenliegender Fachwerke. Zur Ausnutzung der schwereren Bepankung freitragender Flügel gelangt freilich im wesentlichen nur das Stück zwischen den Holmen und man hat in der Tat, schon in Rück-

sicht auf die Anfertigung, vor dem Vorder- und hinter dem Hinterholm Stoffbespannung angewendet (Abb. 65).

Der Stoff wird angenäht; bei Holzbau an eine Bandumwicklung, die zu diesem Zwecke um die Gurte der Spieren gelegt wird, und um einen Draht, der die Spitzen der Spieren als Hinterkante verbindet; beim

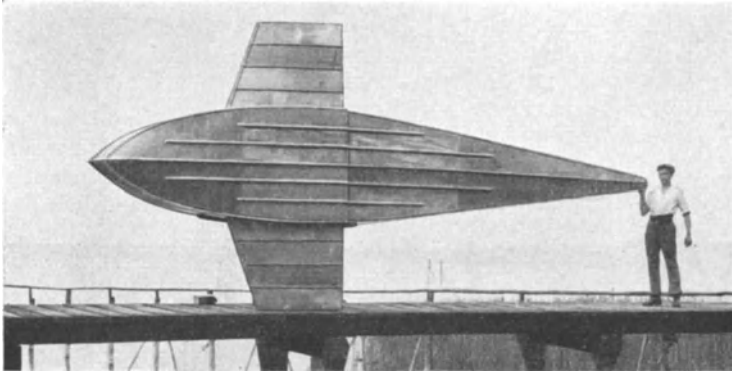


Bild 66. Die Versteifung und wasserdichte Verkleidung eines Flugbootsrumpfes.

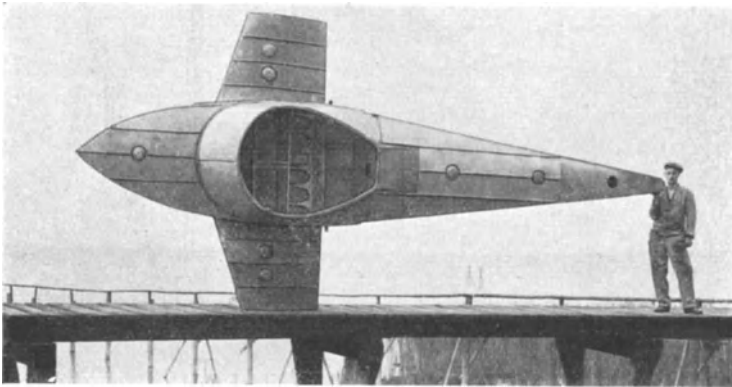


Bild 67. Flugbootrumpf. Die acht Handlöcher lassen auf eine Unterteilung des Körpers in ebenso viele abgeschlossene Räume schließen. Die seitlich angesetzten Stummel besorgen die Stabilisierung des im Verhältnis zur Flügelspannweite schmalen Bootes beim Schwimmen (Dorniers Libelle).

Metallbau durch Ösen, die in der Art der Schuhösen als Niete in kleine Bohrungen der als Hohlprofil ausgebildeten Spierengurte geschlagen sind. Besondere Beachtung erfordert die gute Befestigung der Bespannung an der Vorderkante („Nasenleiste“), wo, wie wir sahen, Unterdrücke im Betrage von Vielfachen des Staudruckes auftreten. Es besteht so auf der Rückseite der Flügel die Gefahr, daß die Bespannung abgerissen wird.

Dagegen wird sie an der Unterseite vom Überdruck gegen die Spieren gepreßt.

Während die Wirtschaftlichkeit in der Herstellung von Fachwerksflügeln fordert, den Flügeln rechteckigen Grundriß, wenn möglich oben

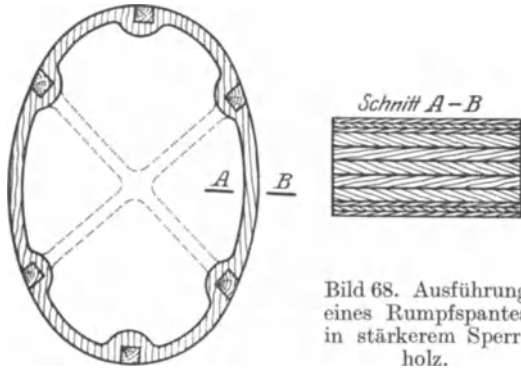


Bild 68. Ausführung eines Rumpfspantes in stärkerem Sperrholz.

und unten von gleicher Tiefe zu geben, bedingt das nach dem Rumpf zunehmende Moment bei freitragenden Flügeln eine Vergrößerung des

Widerstandsmoments des Flügelquerschnitts vom Rand nach dem Rumpf zu. Diese läßt sich leicht in der Weise erreichen, daß man in der Rumpfnähe die sonst gleichen Querschnitte der Holm-Gurtungen in

größeren Abstand anordnet; will man dann ein als günstig erkanntes Profil vom Rand bis zur Mitte durchlaufen lassen, so muß dementsprechend auch die Flügeltiefe nach der Mitte zu zunehmen. Dann ergibt sich von selbst eine starke Abnahme des Auftriebs nach dem Rande zu und damit wiederum eine Verringerung des induzierten Widerstandes, der für gegebenen Anstellwinkel und Flügelquerschnitt bei elliptischem Grundriß, wie wir früher sahen, einen Kleinstwert erreicht. Die größere Flügeltiefe gestattet dann auch, wenn tunlich, die Zahl der Holme zu vermehren. Der hohe Preis derartiger Flügel gebietet freilich noch dringlicher als bei anderen Bauarten ihre Anfertigung in Reihe.

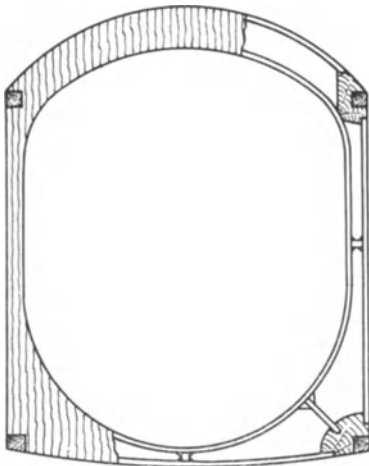


Bild 69. Ausführung eines Rumpfspantes in schwachem Sperrholz mit auf- bzw. zwischengeleiteten Verstärkungen.

In diesem Zusammenhang läßt sich leicht zeigen, warum wir gelegentlich der wirtschaftlichen Betrachtung über die Wahl der Geschwindigkeit (S. 20 u. 26) für ein gegebenes Gesamtgewicht das Produkt von Flügelgewicht und Geschwindigkeit

als unveränderlich annehmen durften. Nimmt die Geschwindigkeit z. B. um 41 v. H., also auf das $\sqrt{2}$ fache zu, so steigt ihr Quadrat auf den doppelten Wert und der Tragflügel muß zum Tragen des gleichen Gewichtes auf den halben Flächeninhalt gebracht werden. Unter Beibehaltung des gleichen Seitenverhältnisses (Spannweite zu Tiefe) ergibt

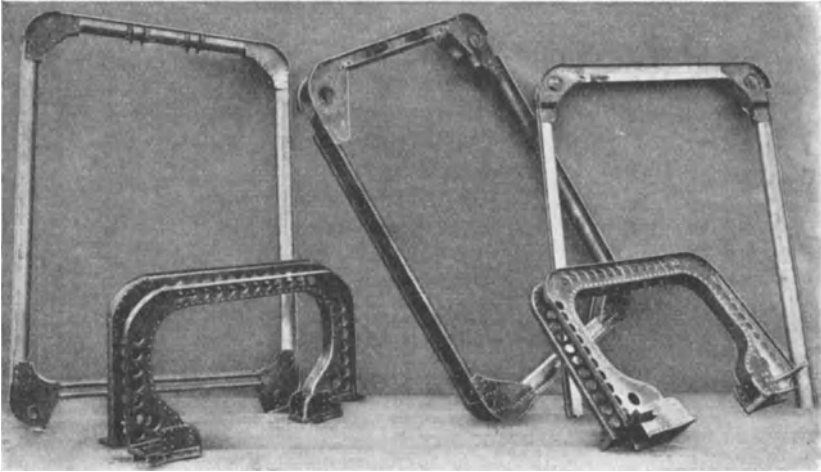


Bild 70. Aufbau von rahmenartig versteiften Rumpfspanten in Metall (Dornier).

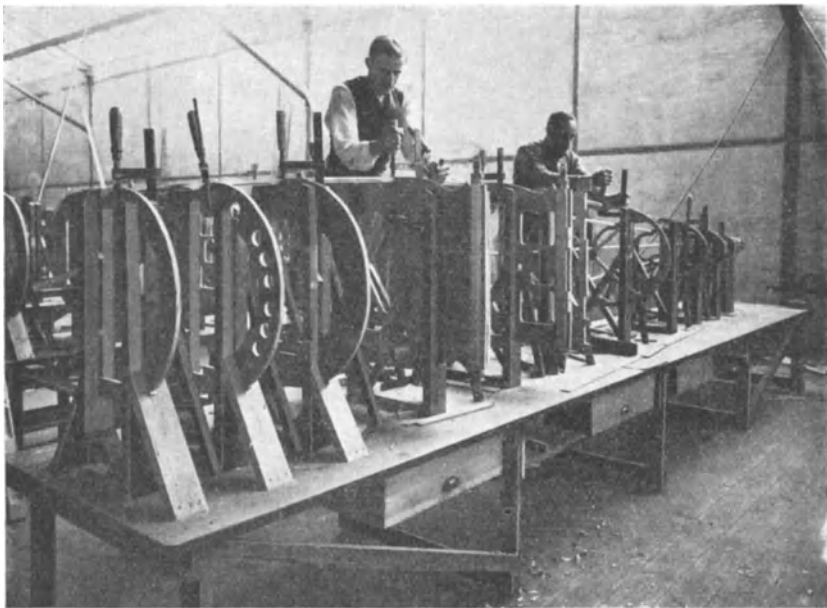


Bild 71. Aufbau eines Rumpfes in Holz aus rahmenförmigen Spanten und Längsholmen. Einleimen der Holme auf der Helling (Pfälz. Flugzeugwerke Speyer).

sich dann für den gefährdetsten Querschnitt eines freitragenden Flügels (am Rumpf) ein im Verhältnis $1 : \sqrt{2}$ kleinerer Hebelarm für das Moment der unveränderten resultierenden Auftriebskraft der zugehörigen Flügel-

hälfte. Mit der ebenso großen Verkleinerung der Flügeltiefe geht aber auch bei Verwendung desselben Profils die Höhe des Flügelquerschnittes¹ am Rumpf zurück. Die Gurtungen der Holme, gegebenenfalls einschließlich der Haut, müssen also die gleichen Querschnitte erhalten, um ein mit $1 : \sqrt{2}$ kleineres Widerstandsmoment zu liefern; da sie den größten Teil des Flügelgewichtes ausmachen, vermindert sich dieses also nur mit dem Verhältnis der Spannweiten: also, um beim Beispiel zu bleiben, beim Anwachsen der Geschwindigkeit auf den $\sqrt{2}$ fachen Betrag sinkt das Flügelgewicht auf den Bruchteil $1 : \sqrt{2}^1$). Diese Überlegung läßt sich

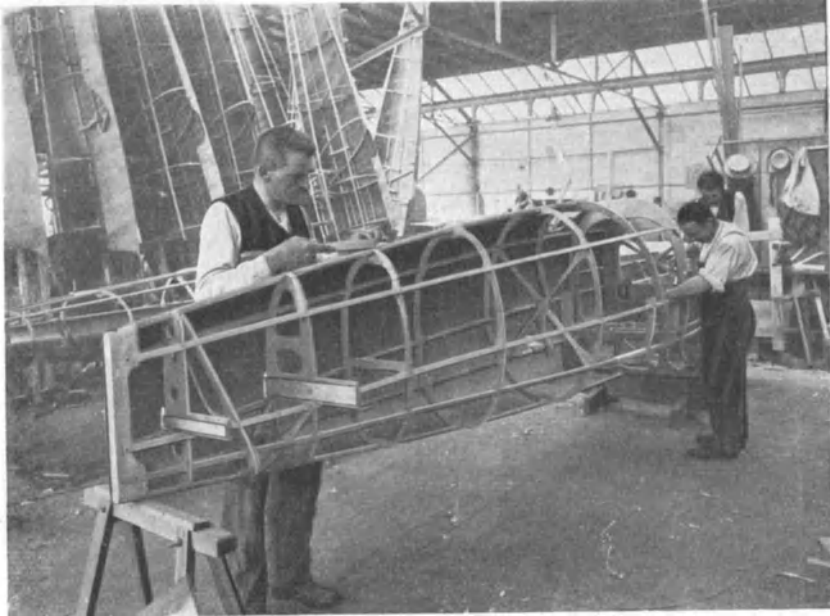


Bild 72. Bepanken eines Sperrholzrumpfes.

im wesentlichen auch auf Flügelfachwerke anwenden. Danach trifft die Gesetzmäßigkeit, daß bei gegebenem Gesamtgewicht das Flügelgewicht sich etwa umgekehrt proportional der Geschwindigkeit ändert, allgemein zu.

Wie in den Flügel zieht man zur Ersparnis von schädlichen Widerständen das Fachwerk auch möglichst in die Rumpfe hinein, und zur Ersparnis an biegungsfesten Querschnitten die Umhüllung heran. Während die ältesten Flugzeuge reine, zum Teil nicht einmal bespannte Fachwerksrumpfe besaßen, wird neuerdings meist die feste Bepankung der stromlinienförmigen Rumpfe zur Unterstützung der Holme bzw. Längsspannten ausgenutzt (Bild 91 u. 92). Dabei zeigen die Querspannten,

¹) Im Beispiel S. 20 also von 500 kg auf $500 : \sqrt{2} = 500 \cdot 0,7 = 350$ kg.

wie die Spieren der Flügel (Bild 60—65) einen stetigen Übergang von Fachwerksbildungen zu Rahmenkonstruktionen. Wie bei den Spieren an Stelle der gitterartigen Fachwerksverbindung ein vollwandiger Steg mit entsprechenden Aussparungen tritt, verschwindet in den Querspannten der Rümpfe immer mehr das Verspannungskreuz. So erscheint im Holzbau an seiner Stelle der biegungssteife Sperrholzrahmen (Bild 68) oder der Furnierrahmen mit Aussparungen und ein- oder aufgeleimten Stegen (Bild 69), während man im Metallbau meist den geschlossenen oder offenen Rahmen mit biegungsfesten Ecken sieht (Bild 70 und 73).

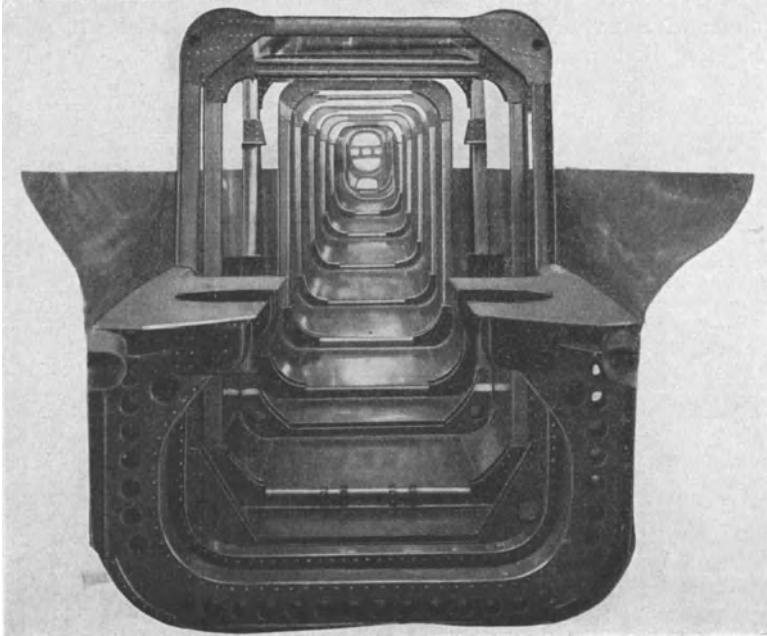


Bild 73. Aufbau eines Rumpfes in Metall aus rahmenförmigen Spanten und einer steifen Haut (Dornier).

Bei Flugbooten und Schwimmern müssen zur Schottbildung möglichst viele Querspannten wasserdicht verschlossen werden (siehe die 8 Handlochöffnungen in Bild 67). Im besonderen ist natürlich anzustreben, das Fachwerk des Fahrwerks möglichst in Rumpf und Flügeln verschwinden zu lassen. Beim Wasserflugzeug führt das zur Vereinigung von Nutzlastrumpf und Schwimmern in einem Boot, dem man die gleiche Seestabilität, wie sie Schwimmerflugzeuge besitzen, durch Ansetzen seitlicher Flügelstummel geben kann (Bild 54, 66 und 67). Gleichartige Stummel dienen bei Landflugzeugen mit tiefliegendem Rumpf zur Verkleidung der Laufradachse (Bild 55).

Während das Fachwerk bei den Querspannten an Bedeutung verliert, gewinnt es Anteil an der Ausbildung der Längsspannten (Holme) frei-

tragender Flügel, da deren hohe Profile geschlossene Holmquerschnitte nicht mehr zu verwenden gestatten. So tritt im Metallbau zur Verbindung von Ober- und Untergurt der Holme ein Diagonalgitter (Bild 63 und 65) an Stelle von gelochten und gestanzten Stehblechen (Bild 62).

IV. Das Triebwerk.

9. Schrauben.

Der Vortrieb von Luftfahrzeugen muß in durchaus gleicher Weise erfolgen wie der von Wasserfahrzeugen, weil nicht, wie bei der Bewegung auf festem Boden, die Reibung zur Überwindung der Stoß- und Luft-

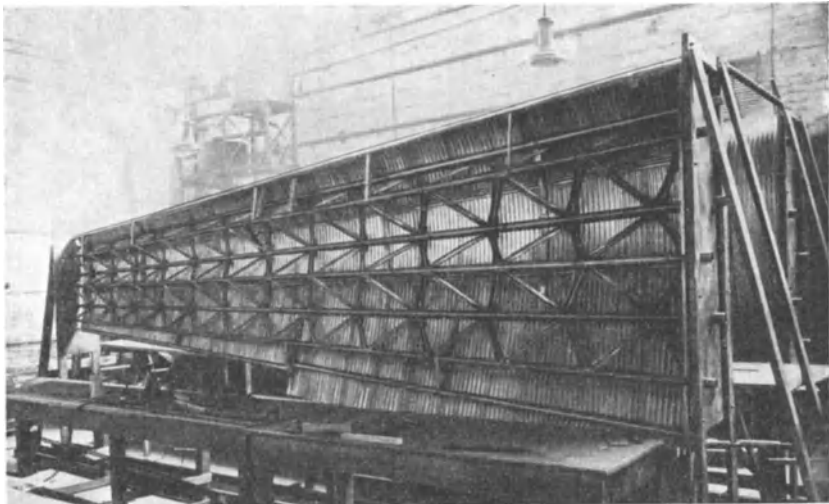


Bild 74. Aufbau eines Flügels in Metall aus durch Fachwerk gegeneinander versteiften Rohren und aufgenietete Wellblechhaut (Junkers).

widerstände herangezogen werden kann. Der Vortrieb von Schiffen beruht darauf, eine Wassermenge nach rückwärts in Bewegung zu setzen, um durch die Reaktion des Impulses den Widerstand des getriebenen Körpers zu überwinden. Ebenso gilt es auch für das Flugzeug, eine Luftmenge nach hinten zu beschleunigen, um die Verzögerung durch den Widerstand auszugleichen. Der Mechanismus, welcher die Beschleunigung der Luftmenge nach rückwärts besorgt, erfährt dabei eine Drucksteigerung in der Flugrichtung und die daraus resultierende Kraft ist um so größer, je größer die in der Zeiteinheit beschleunigte Luftmenge ist und je größer die Geschwindigkeit ist, die der vorher ruhenden Luft durch das hindurcheilende Triebwerk erteilt wird. Andererseits bedeutet natürlich die der Luft erteilte kinetische Energie, die sich schließlich irgendwie in ungeordnete Luftbewegungen verliert, einen Verlust,

und da diese kinetische Energie mit dem Quadrat der erteilten Geschwindigkeit wächst, ist es offenbar besser, die Luftmenge zu steigern, als ihre Geschwindigkeit zu erhöhen. Algebraisch läßt sich das kurz wie folgt ausdrücken:

Um ein Gasgewicht von P kg/s auf eine Geschwindigkeit von c m/s nach hinten zu beschleunigen, ist ein Druck der Treibvorrichtung nötig, der sich als eine nach vorn gerichtete Kraft von $P \cdot c/g$ kg (Erdbeschleunigung $g = 9,81$ m/s²) zusammenfassen läßt. Diese in die Flugrichtung weisende Kraft schreitet mit der Fluggeschwindigkeit v m/s fort, liefert also eine Nutzleistung von

$$L = P \cdot \frac{c \cdot v}{g} \text{ kg m/s.}$$

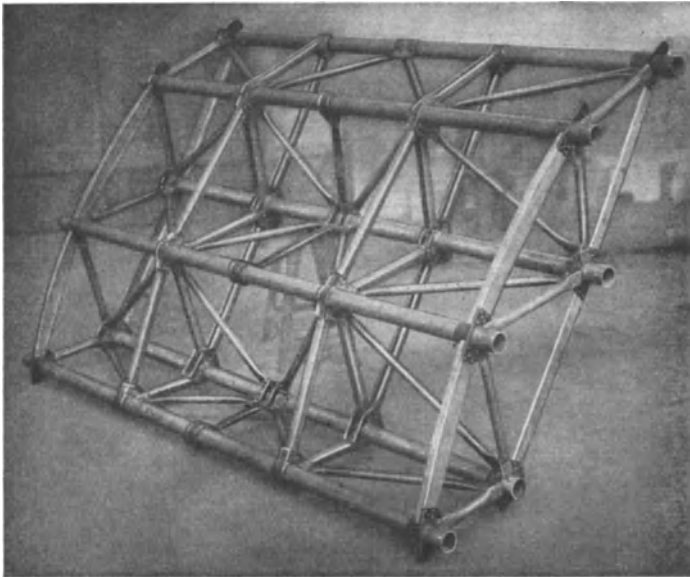


Bild 75. Nietanschlüsse kleiner rohrförmiger Fachwerkstreben an Holmrohre für den Flügelaufbau (Junkers).

Daneben ist die kinetische Energie der beschleunigten Gasmasse

$$E = \frac{P}{g} \cdot \frac{c^2}{2} \text{ kg m/s}$$

als Verlust zu buchen. Der Wirkungsgrad eines derartigen Mechanismus, wie er allein zum Vortrieb in Frage kommt, ist danach höchstens:

$$\eta < \frac{L}{L + E} = \frac{1}{1 + c/2v}.$$

Also schon, wenn c die Fluggeschwindigkeit v erreicht, kann der Wirkungsgrad 67 v. H. nicht überschreiten. Wir sehen, wie außerordentlich

schwierig es ist, ein geeignetes Vortriebsmittel zu konstruieren, das, ohne selbst erheblichen Widerstand zu erzeugen, einer möglichst großen Masse eine möglichst kleine, aber zur Überwindung des Widerstandes ausreichende Geschwindigkeit erteilt. Es ist gar nicht daran zu denken, mit einer nennenswerten Wirtschaftlichkeit einen Vortrieb durch Strahlerzeugung mittels hochgespannter Gase zu erreichen. Denn abgesehen von Sprengmitteln, die ja schon deswegen gar nicht in Frage kommen, weil das Flugzeug den zu ihrer Verbrennung nötigen Sauerstoff chemisch gebunden mitzuschleppen hätte, ergibt auch die Verbrennung flüssiger



Bild 76. Fluggastraum in einem 500 PS-Flugboot (Dornier, Wal). Die Rahmenquerspannten und Längsholme treten als abgerundete Hohlrippen aus der Wandung hervor.

Brennstoffe mit der nötigen Luftmenge schon Geschwindigkeiten bis über 2000 m/s^1), also Wirkungsgrade des Vortriebs von wenigen Hundertstel. Diese Folgerung läßt sich auch in keiner Weise dadurch umgehen, daß man durch den Strahl hoher Geschwindigkeit eine größere Luftmenge ansaugt. Denn eben bei der Vermittlung der Geschwindigkeit an diese treten schon die Stoßverluste auf, die in ihrer Gesamtheit den Wirkungsgrad so stark herabsetzen. Es kann sich beim Vortrieb also nur um ein aus fremder Kraftquelle getriebenes Gebläse handeln, das eine möglichst große Luftmenge ansaugt, um ihr eine kleine Geschwindigkeit zu erteilen. Ein Radialgebläse kommt wegen seines hohen Luftwiderstandes nicht in Frage. Es ist allein das Axialgebläse, das ohne

¹⁾ Siehe S. 104.

Umleitung in Leitvorrichtungen und Leitungen einen leidlich wirtschaftlichen Vortrieb ermöglicht. Dies und nichts anderes ist die Luftschraube. Das Axialgebläse hatte im Maschinenbau bisher als sogenanntes Schraubengebläse zur Förderung großer Luftmengen bei kleinen Druckunterschieden in der Größenordnung von etwa 10 mm Wassersäule keine sehr eingehende Durchbildung erfahren, da es die Wirtschaftlichkeit der Radialgebläse nicht zu erreichen gestattete. Seine ausschließliche Verwendbarkeit für den vorliegenden Zweck hat

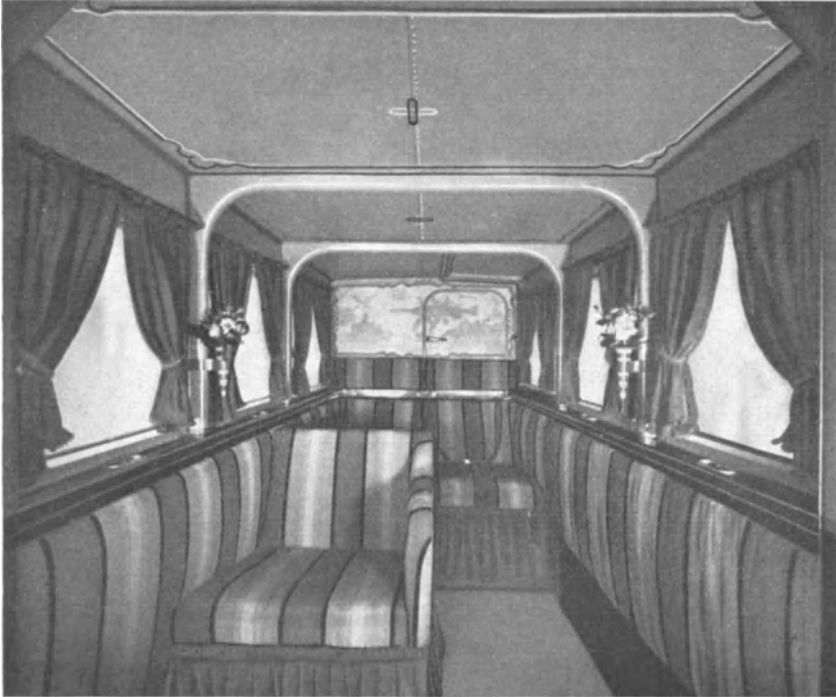


Bild 77. Anordnung der Fluggastsitze in Reihe in einem Verkehrsflugzeug (Dornier, Delphin). Die Rahmenquerspannen zeigen die Eckversteifung wie auf Bild 70.

seine Entwicklung außerordentlich gefördert, obwohl natürlich gewisse Unterschiede im Betrieb gegenüber ortsfesten Anlagen nach wie vor bestehen bleiben. Vor allem fällt die Verminderung der Schaufelzahl auf, die schon aus der Steigerung der Umfangsgeschwindigkeit folgt. Im besonderen jedoch ist es die Ausbildung der Schaufel selbst, welche bei ihrer Umgestaltung zum Schraubenblatt eine wesentliche Änderung erfahren hat. Denn um sich von dem Strömungsbild um das Blatt eine möglichst klare Anschauung zu machen, hat man sich nur vorzustellen, daß das Blatt einer Luftschraube einen kleinen Tragflügel vorstellt, der, um einen möglichst großen Auftrieb in Richtung der Drehachse

zu erzeugen, mit großer Geschwindigkeit senkrecht zur Achse bewegt wird. Dann lassen sich die Gesetze, die in langwieriger Forschungsarbeit für Tragflügel aufgestellt worden sind, im wesentlichen auf die Luftschraube übertragen. Es versteht sich von selbst, daß man den Profilwiderstand des Schraubenblatts in gleicher Weise wie den des Flügels durch tropfenförmige Gestaltung des Querschnittes auf den geringsten Betrag, d. h. den Reibungswiderstand, herabzusetzen bemüht sein muß. Noch dringlicher wie dort ist jedoch hier die Forderung zur Geltung zu bringen, den induzierten Widerstand herabzusetzen, weil er einen wesentlich größeren Bruchteil vom Gesamtwiderstand ausmacht als der induzierte Widerstand der Tragflügel vom Widerstand des ganzen Flugzeugs. Wie wir wissen, zeigt sich für Tragflügel ein kleinster Wert des induzierten Widerstandes, wenn nach Bild 33 der Auftrieb halbkreisförmig über die Flügelspannweite verteilt ist. In diesem Fall ergibt sich nämlich ein kleinster Wert für die kinetische Energie des vom Flügel nach hinten ablaufenden Wirbelbandes. Denn im Gegensatz zur gleichförmigen Auftriebsverteilung, bei der die beiden Randwirbel nach Bild 15 eine nach den Rändern stark zunehmende Abwärtsgeschwindigkeit in dem vom Tragflügel bestrichenen Bereich erzeugen, zeigt sich bei kreisförmiger Verteilung des Auftriebs für diese Abwärtsgeschwindigkeit ein unveränderlicher Wert über die ganze Spannweite. Auch bei der Schraube ist ein unveränderlicher Wert der Impulsgeschwindigkeit c entgegen der Flugrichtung im ganzen Strahlquerschnitt anzustreben; denn örtliche Abweichungen Δc vom Mittelwert c steigern die Verluste durch die kinetische Energie der nach hinten beschleunigten Luft:

$$E = \int_0^P dP \frac{(c \pm \Delta c)^2}{2g} = \frac{Pc^2}{2g} + \int_0^P dP \frac{\Delta c^2}{2g}.$$

Für unveränderliche Impulsgeschwindigkeit ist im ganzen von der Schraube durchlaufenen Querschnitt Q_s ein unveränderlicher Drucksprung erforderlich, der die Geschwindigkeit der Luft gegenüber dem Blatt, von dem Betrag v vor der Schraube, auf den Betrag $v + c$ hinter der Schraube zu steigern vermag. Dieser Drucksprung ergibt mit dem Querschnitt Q_s multipliziert den gesamten Schub

$$S = \rho \cdot \left[\frac{(v+c)^2}{2} - \frac{v^2}{2} \right] \cdot Q_s = \rho \cdot Q_s \cdot (v+c/2) \cdot c = \rho \cdot v^2 \cdot Q_s \cdot \left[\frac{c}{v} - \frac{1}{2} \left(\frac{c}{v} \right)^2 \right]^1).$$

Andererseits hat der Schub von z gleichen Schrauben den Widerstand des Flugzeugs, den wir zur Vermeidung des schwerfälligen Klammerausdrucks von S. 54 kurz mit

$$X = \rho \cdot v_c^2 \cdot \mathfrak{X}$$

schreiben wollen, zu überwinden. Durch den Beiwert e kennzeichnen wir die Eigengeschwindigkeit des Flugzeugs, die durch den Impuls, den

¹⁾ Zusatz von L. Prandtl zu Bendemann und Madelung. T. B. II, S. 78.

der Widerstand der Luft in der Flugrichtung erteilt, größer ist als die Marschgeschwindigkeit v der Schraube.

$$v = \chi \cdot v_e$$

Die Vorstromziffer χ gibt danach den Bruchteil der Fluggeschwindigkeit v_e an, auf den die Strömungsgeschwindigkeit gegenüber der Schraube durch den vom Widerstand erzeugten Vorstrom sinkt. Mit

$$\begin{aligned} X &= z \cdot S & S &= \varrho \cdot Q_s \cdot v^2 \\ \mathfrak{X} &= \varphi \cdot z \cdot Q_s \cdot \chi^2 & \text{also} & \quad \varphi = \frac{\mathfrak{X}}{z \cdot Q_s \cdot \chi^2} \end{aligned}$$

ergibt sich:

$$c/v - \frac{1}{2} (c/v)^2 = \varphi \quad c/v = \sqrt{1 + 2\varphi} - 1.$$

Das Verhältnis c/v ist also ausschließlich abhängig von dem „Belastungsgrad“ φ , der natürlich um so höher liegt, je größer die wirksame Widerstandsfläche des Flugzeugs im Verhältnis zur Summe der Schraubenkreisflächen ist. Durch die Einführung von c/v in die für alle Treibvorrichtungen gültige Formel des Wirkungsgrades erhalten wir im besonderen für Treibschrauben als obere Grenze:

$$\eta < \frac{2}{1 + \sqrt{1 + 2\varphi}} \cong 1 - \frac{\varphi}{2}.$$

Um dies zunächst noch unvollkommene Bild der Wirkungsweise einer Luftschraube zu ergänzen, hat man sich klar zu machen, daß der Schub sich hinter der Schraube als Impuls im Schraubenstrahl wieder finden muß, sobald sich der Drucksprung in der durch ihn erfaßten Luftmenge vollkommen in Geschwindigkeit umgesetzt hat. Während der Zunahme der Geschwindigkeit vermindert sich natürlich der Querschnitt des Strahls, so daß er vom Querschnitt Q_v vor der Schraube nach Durchschreiten des Schraubenkreisringes Q_s schließlich bis auf den kleinsten Querschnitt Q_h in geringer Entfernung hinter der Schraube sinkt. Indem wir die Impulsgleichung des Schubes

$$S = \varrho \cdot Q_h \cdot (v + c) \cdot c$$

mit der vorhin entwickelten Drucksprunggleichung zusammenbringen, zeigt sich

$$\frac{Q_h}{Q_s} = \frac{v + c/2}{v + c} = \frac{1 + c/2v}{1 + c/v},$$

wozu dann die selbstverständliche Beziehung tritt:

$$\frac{Q_v}{Q_h} = \frac{v + c}{v} = 1 + c/v \quad \text{also ist:} \quad \frac{Q_v}{Q_s} = 1 + c/2v.$$

Die Strömung der Luft entgegen der Flugrichtung erreicht also im Bereich des Schraubenblattes bereits den halben Wert ihres endgültigen Betrages. (Siehe den Strahldurchmesser in Bild 78.)

Das entspricht durchaus dem Verlauf der Abwärtsgeschwindigkeit, wie er sich in dem von einem Tragflügel bestrichenen Luftbereich errechnen läßt. Denn auch dort erreicht, wie ich früher erwähnt habe, die Abwärtsgeschwindigkeit infolge der Umkreisung der Flügelränder bereits über und unter dem Flügel den halben Wert, der sich im inneren Bereich des Wirbelbandes in einiger Entfernung hinter dem Flügel nachweisen läßt. Wir haben jedoch bisher bei der Betrachtung des Schraubenstrahls außer acht gelassen, daß diese Abwärtsgeschwindigkeit nicht senkrecht zur Schraubenkreisfläche, sondern senkrecht zur Bewegungsrichtung des Flügels gerichtet ist. Es kommt daher nicht der ganze der Luft erteilte Impuls der Schuberzeugung zugute, sondern eine nach der Achse

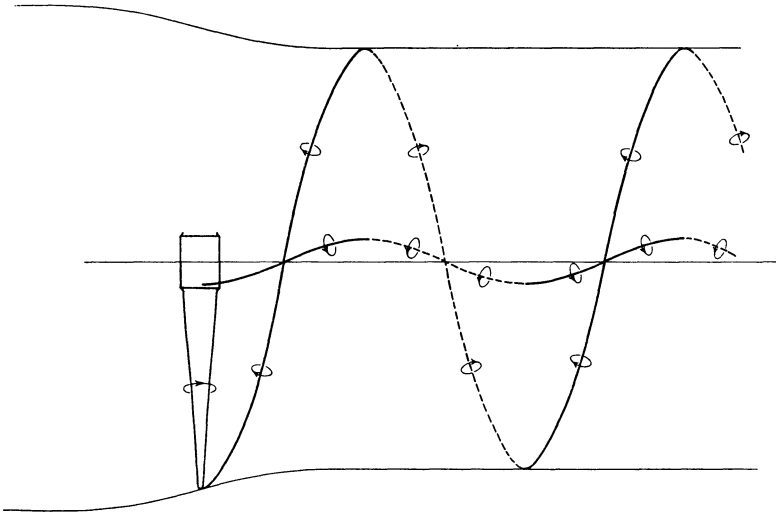


Bild 78. Längsschnitt des Schraubenstrahls einer „einflügeligen“ Schraube. Die „Randwirbel“ laufen als Spitzen- und Nabenwirbel wesentlich in der Bewegungsrichtung der „Flügelränder“, also in Form von Schraubenlinien gleicher Steigung ab.

stark zunehmende, zur Flugrichtung senkrechte Komponente erscheint als Umfangsgeschwindigkeit im Strahl.

Die Gesamtheit dieser Umfangsgeschwindigkeiten sind im Querschnitt des Schraubenstrahls (Bild 79) als ein Stabwirbel anzusprechen, der schon kurz hinter dem kleinsten Querschnitt des Strahls, d. h. sobald die Luft der unmittelbaren Einwirkung des Drucksprungs am Schraubenblatt entzogen ist, im wesentlichen die gleichen Umfangsgeschwindigkeiten (Bild 15) wie ein einfacher Wirbel aufweist.

Um dem Strömungsbild hinter dem einzelnen Flügel gerecht zu werden, hat man also an Stelle unveränderlicher Axialgeschwindigkeit im ganzen Strahlquerschnitt unveränderliche Abwärtsgeschwindigkeit hinter den Flügeln vorauszusetzen. Dann ergibt sich, falls wie üblich die Schraubenflügel unmittelbar an eine Nabe von $\frac{1}{10}$ des Schraubenhalbmessers R angesetzt werden, für den Schub, wenn man die ört-

lichen Werte der Umfangsgeschwindigkeit u m/s durch den Beiwert r kennzeichnet:

$$S = \varrho \int_{0,1 \cdot R}^R 2 \pi r \cdot dr \cdot \left(v + \frac{c}{2} \cdot \frac{u_r}{\sqrt{u_r^2 + v^2}} \right) \cdot c \frac{u_r}{\sqrt{u_r^2 + v^2}}$$

$$= \varrho \cdot \pi R^2 \cdot v \cdot c \cdot \left(\sigma + \frac{c}{2v} \cdot \tau \right) \quad \tau < \sigma < 1$$

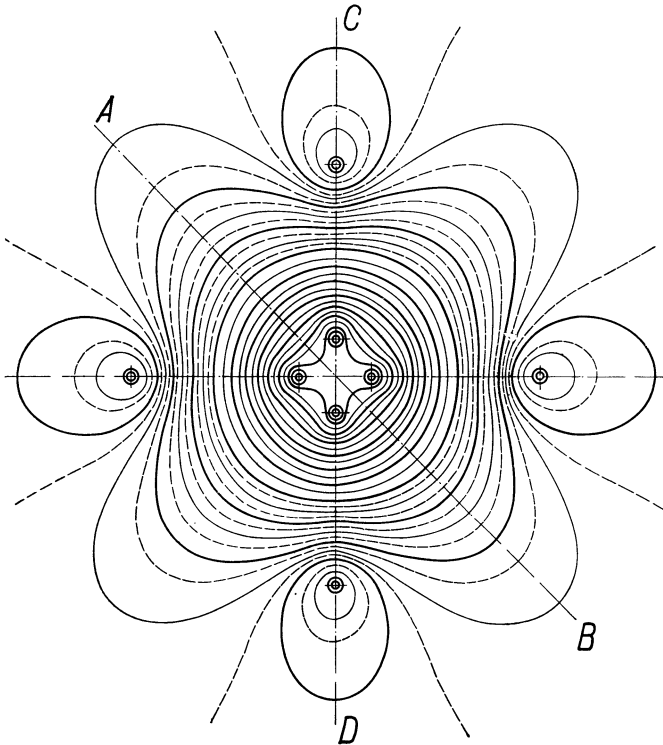


Bild 79¹⁾. Querschnitt des Strahls einer vierflügeligen Schraube. Der Abstand der Stromlinien ist der Umfangsgeschwindigkeit umgekehrt proportional. Die Wirbelkerne gehören den Spitzen- und Randwirbeln an.

oder ähnlich wie früher²⁾ mit dem Belastungsgrad φ

$$\sigma \cdot \frac{c}{v} + \frac{\tau}{2} \cdot \left(\frac{c}{v} \right)^2 = \varphi \quad \frac{c}{v} = \frac{\sqrt{\sigma^2 + 2\tau\varphi} - \sigma}{\tau}$$

Andererseits folgt für den Verlust an kinetischer Energie

$$E = \frac{c^2}{2} \cdot \varrho \int_{0,1 \cdot R}^R 2 \pi r \cdot dr \left(v + \frac{c}{2} \cdot \frac{u_r}{\sqrt{u_r^2 + v^2}} \right) = \varrho \cdot \pi R^2 \cdot v \cdot \frac{c^2}{2} \left[0,99 + \frac{c}{2v} \cdot \sigma \right]$$

¹⁾ Nach G. Bauer: Werft, Reederei, Hafen 1923, S. 147.

²⁾ S. 85.

und damit ergibt sich ein genauere Ausdruck für die obere Grenze des Wirkungsgrades:

$$\eta < \frac{Sv}{Sv + E} = \frac{1}{1 + c/2v \cdot \zeta} \quad \zeta = \frac{0,99 + \sigma \cdot c/2v}{\sigma + \tau \cdot c/2v}$$

Die vorhin festgestellte Abhängigkeit des Wirkungsgrades vom Belastungsgrad erweitert sich durch die Berücksichtigung des Drehimpulses im Strahl nur um eine Veränderlichkeit mit dem „Fortschrittsgrad“ $\lambda = v/u_R$, der σ und τ ausschließlich bestimmt.

$$\sigma = \sqrt{1 + \lambda^2} - 0,1 \sqrt{0,01 + \lambda^2} - \lambda^2 \ln \frac{1 + \sqrt{1 + \lambda^2}}{0,1 + \sqrt{0,01 + \lambda^2}}$$

$$\tau = 1 - 0,01 - \lambda^2 \ln \frac{1 + \lambda^2}{0,01 + \lambda^2}$$

$\lambda = 0,1$	$0,2$	$0,3$	$0,4$
$\sigma = 0,97$	$0,93$	$0,87$	$0,81$
$\tau = 0,95$	$0,87$	$0,77$	$0,68$

Die Darstellung Bild 80 zeigt, daß, solange man von den Zähigkeitsverlusten absieht, ein möglichst großer Schraubenhalbmesser in doppelter

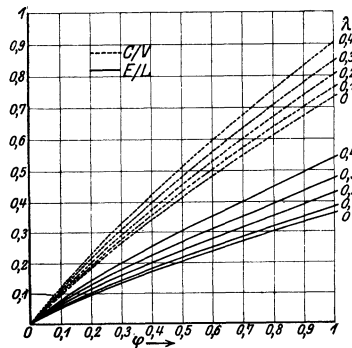


Bild 80. Strahlgeschwindigkeit c im Verhältnis zur Marschgeschwindigkeit v und Verlust durch kinetische Energie E im Verhältnis zur Nutzleistung L für Schrauben von verschiedenem Fortschrittsgrad λ in Abhängigkeit vom Belastungsgrad φ .

Hinsicht anzustreben wäre, da die Vergrößerung eine Verkleinerung der Werte φ und λ zur Folge hat. Es versteht sich von selbst, daß mit der Verkleinerung der Belastung, also des Drucksprunges am Schraubenflügel, die Zusatzgeschwindigkeit und damit der Verlust E sinkt. Daß auch die Zunahme der Steigung mit λ zunehmende Verluste bringt, ist darauf zurückzuführen, daß mit wachsendem Steigungswinkel der Drehimpuls im Schraubenstrahl wächst.

Aus dem zunächst in Anlehnung an den Entwurf bestimmten größten Halbmesser R und der wirksamen Widerstandsfläche des Flugzeugs X folgt der Belastungsgrad φ und bei gegebener Motordrehzahl aus der Eigengeschwindigkeit des Flugzeugs der Fortschrittsgrad. Um nun die damit Bild 80 entnommene unveränderliche Abwärtsgeschwindigkeit längs der ganzen Spannweite hinter dem einzelnen Schraubenflügel zu erzielen, müßte bei unveränderlicher Blattbreite (Flügeltiefe) zur Verwirklichung der kreisförmigen Auftriebsverteilung der Austrittswinkel $(\beta + \gamma)$ vom Höchstwert in der Mitte $(\beta + \gamma)_0$ elliptisch bis zu verschwindender Größe an den Enden abnehmen. Zum Ausgleich der verschiedenen Strömungsgeschwindigkeiten muß man jedoch die so errechneten Winkel für die innere Flügelhälfte noch mit dem Verhältnis der Relativgeschwindigkeit zur Luft gegenüber der Flügelmitte vergrößern, für die äußere verkleinern. Der in Bild 81 dargestellte, in dieser Art ermittelte Verlauf

zeigt, daß der Höchstwert des Austrittswinkels bei dem angenommenen Nabendurchmesser nicht in der Flügelmitte, sondern bei einem wesentlich kleineren Halbmesser liegt. Für unveränderliche Flügeltiefe darf man also erst hier, nicht schon in der Flügelmitte, um an Gewicht und Reibungswiderstand zu sparen, den aus Messungen am jeweiligen Profil ermittelten Höchstwert des Austrittswinkels ($\beta + \gamma$) zulassen, bei dem die Windkanalmessungen an dem gewählten Flügelprofil noch keinen beträchtlichen Formwiderstand zeigen. In gleicher Weise wie bei Tragwerken hat man jedoch auch hier auf andere Betriebszustände Rücksicht zu nehmen. So muß man, um nicht allzu geringe Wirkungsgrade für den Anstieg zu erhalten, auf die Vergrößerung des Austrittswinkels aus dem Schraubensaugflügel durch die Verkleinerung der Flugzeuggeschwindigkeit Rücksicht nehmen.

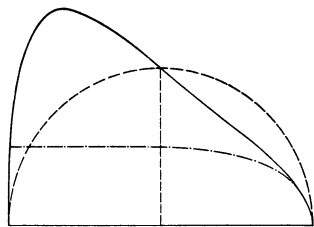


Bild 81. ——— Abnahme des Anstellwinkels für unveränderliche Flügeltiefe (Blattbreite) von innen nach außen bei einer Schraube mit - - - - - kreisförmiger Verteilung der zur Strömung jeweils senkrechten Luftkräfte. ——— Zweckmäßige Annahme für die Blattbreite.

In der Tat wird man im allgemeinen für die innere Flügelhälfte wesentlich unveränderliche Blattbreite annehmen (Bild 81), um den nach der Nabe zu wachsenden Festigkeitsansprüchen durch Vergrößerung des Flügelquerschnittes genügen zu können. Für die äußere Flügelhälfte ist jedoch eben auch in Rücksicht auf Festigkeit, Gewicht und Reibungswiderstand etwa elliptisch abnehmende Flügeltiefe bei nur schwach veränderlichem Anstellwinkel vorzuziehen (Bild 82 und 83). Die auf diese Weise erreichte Auftriebsverteilung gewährleistet die geforderte durchweg gleiche Abwärts geschwindigkeit hinter dem Flügel. Denn die Beeinflussung des Strömungsbildes um irgend-

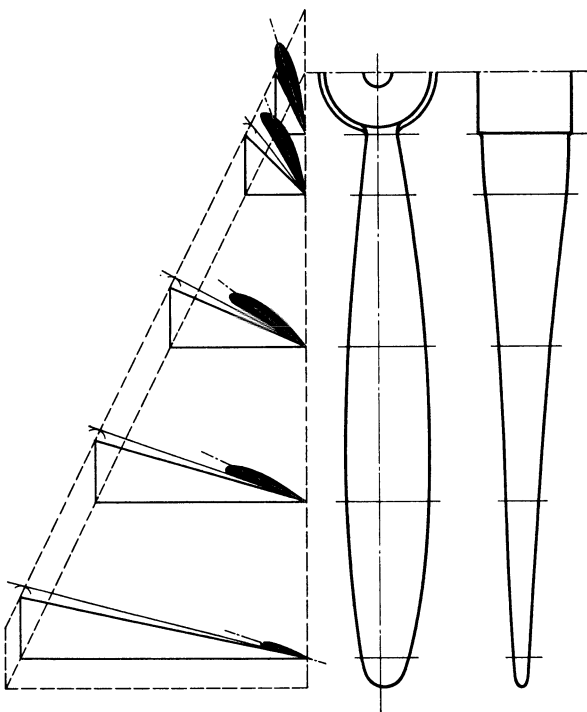


Bild 82. Entwurf einer Luftschraube mit kreisförmiger (elliptischer) Auftriebsverteilung längs des Flügelblattes.

einen Flügelquerschnitt durch die beiderseits liegenden Flügelteile ist unabhängig von deren Verwindung nach Maßgabe des Steigungswinkels.

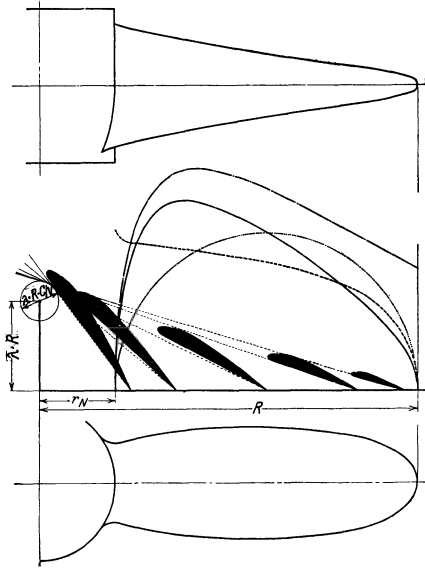


Bild 83. Entwurf einer Schiffschraube¹⁾. Für jeden Punkt r der Blattmittellinie ergibt sich die Bewegungsrichtung als Schlußlinie im rechtwinkeligen Dreieck r und λR . Die Strömungsrichtung folgt daraus als Tangente an den kleinen Kreis mit Halbmesser $\lambda R/2v$, da die Zusatzgeschwindigkeit $c/2$ des Wassers (der Luft) normal zur Bewegungsrichtung steht. Aus dem angenommenen Verlauf der Blattbreite (gestrichelte Kurve) folgt nach Maßgabe der ausgezogenen Kurve (mit Relativgeschwindigkeiten berichteter Halbkreis) der Auslaufwinkel $(\beta + \gamma)$, der durch die oberste (strichpunktierte) Kurve in seiner Abhängigkeit von r dargestellt wird. Die nach Maßgabe der Festigkeit ausgewählten Querschnitte der gegebenen Breite werden schließlich mit der weiß eingetragenen Bewegungsrichtung für verschwindenden Auftrieb unter Winkel $(\beta + \gamma)$ an die Strömungsrichtung herangelegt. Das auf diese Weise nach Querschnitt und Verwindung völlig bestimmte Blatt kann dann noch auf Grund von Festigkeitsrechnungen eine beliebig gebogene Mittellinie für die Querschnittsschwerpunkte erhalten.

Die unveränderliche Abwärts- geschwindigkeit hinter dem einzelnen Flügel sichert indessen noch keineswegs eine gleichförmige Verteilung der Geschwindigkeit zwischen zwei Flügeln. Bei den üblichen Fortschrittsgraden ist vielmehr die einflügelige Schraube als ein ungestaffelter Vieldecker aufzufassen, dessen einzelne Flügel sich durch ihre Randwirbel infolge ihres großen Abstandes nicht mehr nennenswert beeinflussen. Man erhält das Strömungsbild um das entsprechende Tragwerk aus einem schraubenförmigen Schnitt des Schraubenstrahls senkrecht zur jeweiligen Bewegungsrichtung, d. h. also auch senkrecht zu den vom Flügel abgehenden Wirbeln (Bild 31 und 32), die natürlich im Strahl entsprechend der schraubenförmigen Bewegung des Blattes auch nach Schraubenlinien verlaufen (Bild 78). Das Strömungsbild um das entsprechende Tragwerk setzt daher einen Flügelabstand h gleich der zur Bewegungsrichtung senkrechten Komponente der Ganghöhe (dem Abstand) der Schraubenlinien voraus. Die Komponente

$$h = \frac{v}{n_s} \cdot \frac{u_r}{\sqrt{u_r^2 + v^2}} = \frac{2\pi\lambda \cdot R}{\sqrt{1 + \left(\lambda \cdot \frac{R}{r}\right)^2}}$$

nimmt ersichtlich für die üblichen Fortschrittsgrade nur wenig nach der Achse zu ab, so

¹⁾ Nach H. G. Bader: Werft, Reederei, Hafen 1923, S. 457 ff.

daß man zunächst beim angenommenen Nabenhalmmesser genau genug mit einem Mittelwert

$$h_m = \frac{2\pi\lambda}{\sqrt{1+4\lambda^2}} \cdot R$$

rechnen darf. Die verschwindende gegenseitige Beeinflussung bei so beträchtlichem Abstand der Randwirbel voneinander entspricht nun durchaus nicht der Voraussetzung, die wir bei der Berechnung von c nach der Strahltheorie gemacht haben. Dort wurde vielmehr vorausgesetzt, daß c nicht nur hinter dem einzelnen Flügel, sondern auch in dem ganzen Bereich zwischen den Flügeln unveränderliche Größe besitze. Die einflügelige Schraube ist — ganz abgesehen davon, daß die Zentrifugalkräfte mindestens ein lästiges Gegengewicht für den Flügel forderten — also auch bei günstiger Verteilung der Luftkräfte am Flügel nicht in der Lage, die Geschwindigkeit innerhalb des Strahls durchaus gleichförmig zu verteilen. Genau wie in einem Tragwerk hat man vielmehr möglichst viel Flügel innerhalb der Bauhöhe anzuordnen. Bei völlig gleichförmiger Verteilung ergibt sich dann die Geschwindigkeit c zu einem Betrag, als ob der Auftrieb, soweit er auf den vom Tragwerk umschlossenen Bereich entfällt, bei im übrigen ruhender Flüssigkeit durch den Impuls eines Strahls zustande käme, der die Breite des Tragwerks und seine doppelte Höhe hat.

$$i \cdot \varrho \cdot \frac{\pi \Gamma_0}{4} \cdot v \cdot b = \varrho \cdot 2hb \cdot v \cdot c, \quad \Gamma_0 = \frac{8}{i\pi} \cdot h \cdot c.$$

Dabei ist ersichtlich berücksichtigt, daß der Mittelwert der Zirkulation bei halbkreisförmiger Verteilung $\pi/4$ des Höchstwertes Γ_0 in der Mitte des Flügels beträgt. Die Anzahl der in der verfügbaren Bauhöhe h eingefügten Flügel ist mit $(i-1)$ bezeichnet. Führt man hier zur Anwendung auf die Treibschraube den oben berechneten mittleren Flügelabstand der einflügeligen Schraube als Bauhöhe h ein, so ergibt sich für die Zirkulation in der Flügelmitte:

$$\Gamma_0 = \frac{16\lambda}{i\sqrt{1+4\lambda^2}} \cdot R \cdot c.$$

Diese beträgt andererseits mit dem dort gültigen Wert der Relativgeschwindigkeit zur Luft nach der Tragflügeltheorie:

$$\Gamma_0 = \pi(\beta + \gamma)_0 \cdot t_0 \cdot \sqrt{u_0^2 + v^2}.$$

Schließlich erhält man so die Blattbreite mit dem vorhin ebenfalls unter Voraussetzung vollkommen gleichförmiger Geschwindigkeitsverteilung errechneten Wert c :

$$\frac{t_0}{R} = \frac{16\lambda^2}{\sqrt{1+4\lambda^2}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{r_0}{R}\right)^2 + \lambda^2}} \cdot \frac{c/v}{i\pi(\beta + \gamma)_0},$$

$$\frac{r_0}{R} = 0,1 + \frac{1-0,1}{2} = 0,55 \quad \left(\frac{r_0}{R}\right)^2 = 0,3.$$

Bei Berechnung des größten zulässigen Austrittswinkels ($\beta + \gamma$) aus gemessenen zulässigen Größtwerten der Auftriebszahlen hat man auf die Verminderung der Zirkulation durch den Einfluß der Zähigkeit Rücksicht zu nehmen¹⁾. Bei dem bereits bekannten Verlauf der örtlichen Flügelbreite in Abhängigkeit vom Achsabstand r sind damit die Abmessungen der Schraube vollkommen bestimmt (Bild 82 und 83).

Für die Bestimmung des Verlustes durch kinetische Energie ist jedoch wesentlich, daß die Treibschraube so wenig wie das Tragwerk konstruktiv eine Verwirklichung so großer Flügelzahlen zuläßt, daß von einer völlig gleichförmigen Verteilung der Geschwindigkeit gesprochen werden kann. Aus einer von Munk gegebenen Anweisung zur Berechnung des induzierten Widerstandes²⁾ ist vielmehr zu schließen, daß mit abnehmender Flügelzahl der Verlust an kinetischer Energie umgekehrt proportional einem Wert ζ wächst, der sich für die technisch wichtigen Steigungen etwa annähern läßt durch die Beziehung: $\zeta = 1 - 4,5 \cdot \lambda/i$. Die Gleichung zeigt, daß nur für außerordentlich hohe Flügelzahl ($i = \infty$) die Schraubenkreisfläche völlig ausgenutzt wird. Für die konstruktiv möglichen kleinen Flügelzahlen fordert jedoch die geringere Ausnutzung der Kreisfläche eine höhere Impulsgeschwindigkeit. Daher ist für die Leistungsbilanz der aus Bild 80 für (unendlich) große Flügelzahl entnommene Kleinstwert E/L durch Division mit ζ zu vergrößern.

Um das Bild des Arbeitsvorganges zu vervollkommen, wollen wir kurz die Leistungsbilanz der einzelnen Flügelemente betrachten. Es bietet nicht etwa auf Grund des günstigen Verhältnisses, in dem sich die Luftkraft in eine nützliche Kraft parallel der Flugrichtung und eine schädliche Widerstandskraft senkrecht zur Flugrichtung (Drehachse) zerlegen läßt, wie man meinen sollte, ohne weiteres Vorteil, die außenliegenden Teile des Flügels erhöht zur Schuberzeugung heranzuziehen. Denn die Wege dieser Kräfte in der Zeiteinheit stehen — ohne Berücksichtigung der Zusatzgeschwindigkeit $c/2$ der Luft senkrecht zur Bewegungsrichtung des Flügels — im umgekehrten Verhältnis zu ihrer Größe. Der Wirkungsgrad von irgendeinem Bruchteil der Spannweite dr muß natürlich unabhängig vom Abstand von der Drehachse, d. h. über die ganze Spannweite des Schraubenflügels unveränderlich der Einheit gleich sein ($\eta = 1$), wenn der induzierte Widerstand außer acht gelassen wird. Denn das bedeutet ja eine Vernachlässigung der Verluste durch kinetische Energie E . Berücksichtigt man jedoch die Änderung der Strömungsrichtung durch die Zusatzgeschwindigkeit $c/2$ im Bereich des Flügels und die damit verbundene Verdrehung der zur Strömung senkrechten Luftkräfte, so folgt durch die Richtungsänderung eine Zunahme der in die Bewegungsrichtung fallenden Komponente und damit des Antriebsmoments und eine Abnahme der in die Flugrichtung weisenden, zur Bewegungsrichtung senkrechten Komponente und damit des Schubes. Diese Beziehung ändert sich mit dem Abstand des Flügelementes von

¹⁾ Siehe Anmerkung ³⁾ zu S. 54.

²⁾ Prandtl, a. S. 43 a. O. S. 55.

der Drehachse. Der Wirkungsgrad wird am größten für die Flügel-
spitze, für die wir zur Kennzeichnung des ganzen Strömungsbildes das
Verhältnis von Fortschritts- zur Umfangsgeschwindigkeit als sogenann-
ten Fortschrittsgrad $\lambda = v/u_R$ einführen. Bezeichnen wir wieder mit Y
den örtlichen Wert der Luftkraft, und mit α den örtlichen Wert des Stei-
gungswinkels der Strömung, so ergibt sich der Wirkungsgrad für ein
Flügelement unter Vernachlässigung des Reibungs- und Formwider-
standes zu

$$\eta_r = \frac{Y \cdot \cos \alpha \cdot v}{Y \cdot \sin \alpha \cdot u_r} = \operatorname{ctg} \alpha \cdot \frac{v}{u_r} \quad 1)$$

Fügt man zur Berechnung der Strömungsrichtung α zu u_r und v die
entsprechenden Komponenten der zur Bewegungsrichtung senk-
rechten Zusatzgeschwindigkeit, so ergibt sich schließlich

$$\eta_r = \frac{u_r - \frac{c}{2} \cdot \frac{v}{\sqrt{u_r^2 + v^2}}}{v + \frac{c}{2} \cdot \frac{u_r}{\sqrt{u_r^2 + v^2}}} \cdot \frac{v}{u_r} = \frac{1 - \frac{c}{2v} \cdot \frac{\lambda^2 R/r}{\sqrt{\left(\frac{r}{R}\right)^2 + \lambda^2}}}{1 + \frac{c}{2v} \cdot \frac{r/R}{\sqrt{\left(\frac{r}{R}\right)^2 + \lambda^2}}}.$$

Der Wirkungsgrad nimmt also in geringfügigem Maße von der Flügel-
spitze bis zur Nabe ab. Er beträgt für die Spitze

$$\eta_R = \frac{1 - \frac{c}{2v} \cdot \frac{\lambda^2}{\sqrt{1 + \lambda^2}}}{1 + \frac{c}{2v} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + \lambda^2}}}$$

und in einem Abstand $r = \lambda \cdot R$

$$\eta_{\lambda R} = \frac{1 - \frac{c}{2v} \cdot 1/\sqrt{2}}{1 + \frac{c}{2v} \cdot 1/\sqrt{2}},$$

also z. B. für $\lambda = 1/5$ und $\frac{c}{v} = 1/4$ an der Spitze 0,89 und in der Nähe der

Nabe 0,84. Angesichts dieser geringfügigen Abnahme des Wirkungsgrades
gilt es, den durch die Bauhöhe des Flugzeugs bestimmten größten
Schraubenhalbmesser R möglichst vollkommen auszunutzen, so daß man
mit dem Durchmesser der Nabe auf das durch die Festigkeit der Schraube
und ihre Befestigung auf der Welle bestimmte Kleinstmaß herabgeht.
Wie wir auch weiterhin voraussetzen, genügt im allgemeinen für die
Nabe ein Halbmesser von $1/10$ des Schraubenhalbmessers. Der Verlust an
Schraubenkreisfläche beträgt dann nur $1/100$. Eine Vergrößerung der Nabe

1) Unter Vernachlässigung der Zusatzgeschwindigkeit ($c = 0$) wird $\operatorname{tg} \alpha = v/u_r$,
also wie gesagt $\eta_r = 1$.

in Rücksicht auf die geringeren Wirkungsgrade der innenliegenden Flügelteile brächte demgegenüber nur eine erhöhte Belastung der ganzen Schraube und mit dem entsprechenden Anwachsen von c eine Verschlechterung des Wirkungsgrades sämtlicher Flügelemente mit sich. Das ist um so weniger zu verantworten, als die Verluste durch die Zähigkeit, die für die ganze Schraube von gleicher Größenordnung, wie die bisher allein berücksichtigten Verluste durch die kinetische Energie sind, im Gegensatz zu diesen für die inneren Flügelteile kleiner sind, als für die äußeren; so daß unter Berücksichtigung des Form- und Reibungswiderstandes ein Ausgleich der Wirkungsgrade der einzelnen Flügelemente gegeneinander stattfindet¹⁾. Es ist ja letzten Endes überhaupt nicht angängig, die einzelnen Flügelemente unabhängig voneinander zu betrachten, da sie ihr Strömungsbild gegenseitig beeinflussen, ganz abgesehen von dem Einfluß der Schraubenflügel aufeinander. Der Verlust durch kinetische Energie und der durch Zähigkeit dürfen nur jeweils in ihrer Gesamtheit für die ganze Schraube zu einer Bestimmung von deren Wirkungsgrad berechnet werden. Den Leistungsaufwand zur Überwindung des Reibungs- und Formwiderstandes ermitteln wir aus einer Integration für die einzelnen Flügelemente über die ganze Spannweite. Die vom örtlichen Querschnitt abhängige Profilwiderstandszahl wollen wir, wie bei Tragflügeln, mit ψ bezeichnen. Dann ist der Leistungsverlust durch die Zähigkeit für i Flügel

$$Z = i \cdot \rho \cdot \int_{0,1R}^R \psi \cdot t \, dr \cdot (u_r^2 + v^2)^{3/2} \text{ kg m/s.}$$

¹⁾ Es ist daher überhaupt nicht zulässig, eine Schraube ausschließlich mit dem Ziel zu entwerfen, den Leistungsverlust durch die kinetische Energie so klein als möglich zu machen, und für die entworfenen Form nachträglich den Zähigkeitsverlust zu ermitteln. Man hat vielmehr schon bei der Formgebung auf Reibungs- und Formwiderstand Rücksicht zu nehmen, und das geschieht in der Tat durch die oben entwickelte Vorschrift, die durch ihre strenge Analogie mit dem Strömungsvorgang an Tragflügeln in anschaulicher einfachster Form grobe Fehler vermeidet. Daß diese Verhältnisse sich nicht ohne weiteres auf die Schraube übertragen lassen, weil der Schraubenflügel den Impuls nicht wie der Tragflügel genau in der erwünschten Krafrichtung erteilen kann, zeigt sich an der Abnahme des Wirkungsgrades von der Blattspitze nach der Nabe zu. Wie danach zu erwarten, ergibt sich bei genauer Berechnung auf geringsten Verlust durch kinetische Energie (nach einem Zusatz von L. Prandtl zur Arbeit von A. Betz „Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust“, Göttinger Nachrichten 1919) eine etwas stärkere Belastung der äußeren Flügelhälfte unter entsprechender Entlastung der inneren bei wesentlich gleichen Wirkungsgraden der einzelnen Flügelemente. Berücksichtigt man jedoch beim Wirkungsgrad auch den Reibungs- und Formwiderstand, so erscheint die elliptische Verteilung der Luftkraft vorteilhafter. Denn nicht nur das Verhältnis der nützlichen Komponente der Auftriebszahl, die ja mit dem Austrittswinkel $(\beta + \gamma)$ wächst, zur Profilwiderstandszahl wird bis etwa zum inneren Viertel günstiger, sondern auch das Verhältnis der Wege der entsprechenden Kräfte in der Zeiteinheit (Geschwindigkeit). Wie bedeutend der Zähigkeitsverlust ist, geht schon daraus hervor, daß man langsam laufende Schrauben wegen ihres durchschnittlich höheren Wirkungsgrades in der Praxis bevorzugt, während rechnerisch der Leistungsverlust durch kinetische Energie bei Schnellläufern infolge ihrer geringeren Steigung kleiner ist. So gibt Zeise mit offenkundiger Geringschätzung des kinetischen Verlustes seinen Schrauben nach der Nabe zu hyperbolisch wachsende Steigung.

Die Integration wird in Rücksicht auf die örtlich veränderlichen Werte der Widerstandszahl und der Flügeltiefe für eine vorliegende Konstruktion zweckmäßig graphisch ausgeführt, indem man Widerstandszahl und Tiefe mit der dritten Potenz der Relativgeschwindigkeit für verschiedene Querschnitte multipliziert und über dem Achsabstand r dieser Querschnitte aufträgt. Die Planimetrierung des Diagramms ergibt dann den gesamten Leistungsverlust. Für unveränderliche Mittelwerte von Widerstandszahl und Flügeltiefe folgt der Verlust näherungsweise zu

$$Z = i_Q \psi_m \cdot t_m R \cdot \frac{u^3}{4} \cdot (1 + 3 \lambda^2) \text{ kg m/s.}$$

Das Ergebnis läßt in Rücksicht auf die derb vereinfachten Voraussetzungen geringfügige Korrekturen, die im wesentlichen nur dem Nabenhalmmesser entsprechen, außer acht. Eine weitere Vernachlässigung des schon beträchtlichen Korrekturgliedes in der Klammer käme, wie das Integral zeigt, der Vernachlässigung von v^2 gegenüber u^2 , gleich. Die Bedeutung, die diesem Leistungsverlust neben dem Verlust durch die kinetische Energie zukommt, wird erst deutlich, wenn man den Verlust ins Verhältnis zur Nutzleistung setzt:

$$\frac{Z}{L} = \frac{\psi_m}{\varphi} \cdot \frac{t_m}{R} \cdot \frac{1 + 3 \lambda^2}{4 \pi \lambda^3} \cdot i.$$

Während man zur Verminderung des zuerst berechneten Verlustes auf kleinen Belastungsgrad und unter Berücksichtigung der Umfangsgeschwindigkeit im Strahl auch auf kleinen Fortschrittsgrad bedacht sein müßte, ist in Rücksicht auf den Zähigkeitsverlust zu fordern, beide Größen möglichst groß zu wählen. Die Konstruktion muß also einen Schraubendurchmesser (und eine Drehzahl) verwirklichen, bei denen beide Verluste zusammen einen kleinsten Betrag annehmen. Daneben ist dann noch ein dritter Verlust zu beachten, der durch den Strömungswiderstand der Nabe entsteht. Kennzeichnet man diesen wie üblich durch eine auf den Querschnitt bezogene Widerstandszahl ξ , so ergibt sich dieser dritte Verlust im Verhältnis zur Nutzleistung:

$$\frac{W}{L} = \frac{\xi \cdot \pi (R/10)^2 \cdot v^3}{\varphi \cdot \pi R^2 \cdot v^3} = 0,01 \cdot \xi / \varphi.$$

Die Zahl ξ läßt sich von einem Größtwert, der etwa 0,55 („Runde Platte“) beträgt, durch tropfenförmige Verkleidung wesentlich herabsetzen; alles in allem bleibt sie natürlich in Anbetracht der Lage der Nabe im Kern des Schraubenstrahls durch die Veränderung des Strömungsbildes gegenüber einer einfachen geradlinigen Bewegung ziemlich unsicher.

Aus der Gesamtheit der Verluste der alleinfahrenden Schraube im Verhältnis zur Nutzleistung folgt der Wirkungsgrad der Schraube am Motorboot, wenn der vom Flugzeug hervorgerufene Vorstrom die Strömungsgeschwindigkeit für die Schraube auf einen Bruchteil χ der

Fahrtgeschwindigkeit herabsetzt — die Eigengeschwindigkeit des Flugzeugs also v/χ m/s beträgt¹⁾ — endgültig zu:

$$\eta = \frac{1}{1 + \chi \left(\frac{E}{L} + \frac{Z}{L} + \frac{W}{L} \right)}.$$

Es ist zweckmäßig, mit dem Faktor χ auch noch die Veränderung des bisher entworfenen Strömungsbildes zu berücksichtigen, die durch den Reibungswiderstand hervorgerufen wird. Es liegt nahe, anzunehmen, daß der Reibungswiderstand im wesentlichen eine Beschleunigung der den Flügeln naheliegenden Flüssigkeitsschichten in deren Bewegungsrichtung erteilt. Man kann also den Leistungsverlust durch die Zähigkeit in gewissem Umfange ebenfalls als einen Verlust durch kinetische Energie deuten, nur mit dem Unterschied, daß der entsprechende Impuls senkrecht zu dem zuerst erörterten steht. Während also die Schuberzeugung eine Impulserteilung senkrecht zur Bewegungsrichtung des Flügels voraussetzt, wird der durch die Reibung erteilte Impuls wesentlich in diese Richtung, d. h. die örtliche Richtung der Steigung fallen. Der Bruchteil $v/\sqrt{u_r^2 + v^2}$ der durch die Reibung im Strahl erzeugten zusätzlichen Geschwindigkeit setzt also die für die Schuberzeugung unerläßliche Axialkomponente der Abwärtsgeschwindigkeit hinter den Flügeln herab. Um die damit verbundene Verminderung des Schubes, also auch der Nutzleistung, zu berücksichtigen, hat man den Vorstromfaktor χ — der ja an sich den Wirkungsgrad der Schraube im Flugzeug gegenüber dem Wirkungsgrad der frei fahrenden Schraube steigert — umgekehrt proportional dem Verhältnis zu vergrößern, mit dem man eine Herabsetzung der Axialgeschwindigkeit im Strahl durch den Einfluß der Reibung annehmen muß. Der wesentlich beträchtlichere Anteil der Umfangsgeschwindigkeit des Strahls an diesem kinetischen Verlust läßt ohne weiteres die erhebliche Leistungsparsnis begründet erscheinen, die man im Schiffbau mit dem sogenannten Kontrapropeller erzielt hat. Danach gelingt es durch feststehende Leitflügel hinter der Schraube die Umfangsgeschwindigkeit des Strahls durch Umlenkung derselben in axiale Richtung nutzbar zu machen. Der erzielte Gewinn an Nutzleistung von 8 bis 15 v. H. läßt sich aus dem Anteil der Umfangsgeschwindigkeit am Verlust durch kinetische Energie allein nicht erklären, sondern man muß die Steigerung der Umfangsgeschwindigkeit des Strahls durch die Reibung hinzunehmen.

Die auf solche Weise gesteigerte Nutzleistung der Luftschrauben soll tunlichst dadurch nicht wieder herabgesetzt werden, daß größere Bauteile des Flugzeugs im Schraubenstrahl liegen. Denn durch die Erhöhung der Luftgeschwindigkeit im Schraubenstrahl wird der Widerstand auf das rd. $\left(1 + \frac{c}{v}\right)^2 = \left(1 + \frac{2c}{v}\right)$ -fache erhöht gegenüber einer Unterbringung des Bauteiles außerhalb des Strahls. In gewissen Fällen,

¹⁾ Siehe S. 85.

z. B. für Steuer, kann diese Steigerung der Luftkräfte erwünscht sein. Man hat dann jedoch sorgfältig den Einfluß der Strahlverdrehung auf den wirksamen Anstellwinkel der Hilfsfläche zu berücksichtigen.

Wie erwähnt, hängt die endgültige Gestaltung des Schraubenflügels nach Maßgabe der aerodynamischen Forderungen von der Rücksicht auf die Festigkeit ab. Die nach der Drehachse zu wachsenden Beanspruchungen durch die Fliehkräfte des Flügels und die von den Luftkräften geäußerten Biegemomente fordern eine Zunahme des Flügelquerschnittes nach der Nabe zu. Bei im wesentlichen ähnlichen Querschnitten kann man diese Zunahme für die äußere Hälfte des Flügels durch eine Vergrößerung der Flügeltiefe, für die innere jedoch nur durch Verdickung erreichen. Wie gering dabei die Ansprüche der Fliehkräfte sind, zeigt die folgende kurze Rechnung: Besitzt der Flügel im Abstand rm einen Querschnitt Q cm², so steigert ein unendlich schmales Flügelement von der Breite dr bei einer Winkelgeschwindigkeit ω s⁻¹ und einem spezifischen Gewicht γ kg/m³ die Fliehkraft des außerhalb liegenden Flügelteils um einen Betrag

$$\frac{Q}{10^4} \cdot dr \cdot \gamma \cdot \frac{\omega^2 \cdot r}{g} \text{ kg,}$$

der bei einer Zugfestigkeit k_z kg/cm² durch eine Zunahme des Querschnittes dQ ausgeglichen werden muß.

$$-dQ \cdot k_z = Q \cdot \frac{\gamma \cdot \omega^2}{2 \cdot g \cdot 10^4} \cdot 2r dr; \quad \lg \frac{Qr}{Q_R} = \vartheta (1 - [r/R]^2);$$

$$\vartheta = \frac{\gamma \cdot \omega^2 \cdot R^2}{2 \cdot k_z \cdot g \cdot 10^4} \cdot \lg e = \frac{\gamma}{45 k_z} \cdot \left(\frac{u}{100}\right)^2.$$

In Rücksicht auf die Zugfestigkeit allein genügt danach für gute Hölzer¹⁾ eine Zunahme des Flügelquerschnittes von der Spitze bis zur Nabe um etwa 25—50 v. H., für Stahl um etwa das Doppelte. Es kommt jedoch noch die außerordentlich hohe Belastung durch die Biegemomente der Luftkräfte hinzu, die im wesentlichen von der Spitze nach der Nabe quadratisch zunimmt. Die genauere Berechnung ist indessen in Rücksicht auf die Verwindung des Schraubenblattes und die entsprechende Richtungsänderung der Luftkräfte außerordentlich schwierig, so daß man, zumal bei Verwendung von Holz als Baustoff, vor der Übergabe der Schrauben in den Betrieb einen Schleuderversuch anstellen muß. Die Biegemomente kann man durch die Fliehkräfte aufheben, wenn man diesen durch entsprechende Krümmung der Mittellinie des Schraubenblattes einen genügenden Hebelarm bietet. Im Betrieb sollen derart vorgebogene Flügel bei geringer Gleichförmigkeit des Antriebs allerdings leicht flattern.

Für die Anordnung der Schrauben und ihren Drehsinn lassen sich bei Mehrschraubenantrieb aus den vorhin vermittelten Anschauungen über den Schraubenstrahl Richtlinien entwickeln, die die Wirtschaftlichkeit des Antriebs zu steigern gestatten. Wir sahen, daß das von jedem

¹⁾ Brauchbare Hölzer s. Moedebecks Taschenbuch 1923, S. 456.

Schraubenflügel erzeugte Wirbelband eine Schraubenfläche bildet. Die Komponenten der Wirbel senkrecht zur Flugrichtung lassen sich für jeden Strahlquerschnitt als ein Wirbelring deuten, der im Inneren die Axialgeschwindigkeit des Strahls aufweist und im Außenbereich zur Wahrung der Kontinuität die vorn abgesaugte Luft ergänzt. Dagegen liefern die Komponenten der „Randwirbel“ in der Flugrichtung für die Umfangsgeschwindigkeiten im Strahl einer vierflügeligen Schraube das Strömungsbild 79, wobei sich die Häufung der vom Flügel abziehenden

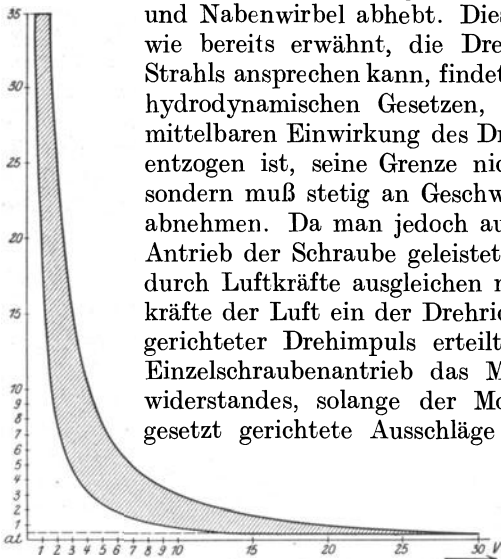


Bild 84. P — V Arbeitsdiagramm einer Wärmekraftmaschine mit großem Druckgefälle. Die Drucke sind in dieser und den folgenden Bildern in gleichem Maßstab in kg/cm^2 dargestellt. Die Bezifferung der Abszissenachse ist ohne Bezug auf bestimmte Mengeneinheiten lediglich in Rücksicht auf den Vergleich verschiedener Prozesse miteinander gewählt worden, also nur zur Bestimmung der Volumverhältnisse zu verwenden.

Wirbel nach den Flügelrändern zu deutlich als Spitzen- und Nabenwirbel abhebt. Dieser Stabwirbel, als den man, wie bereits erwähnt, die Drehbewegung im Inneren des Strahls ansprechen kann, findet nach den allgemein gültigen hydrodynamischen Gesetzen, nachdem die Luft der unmittelbaren Einwirkung des Drucksprungs an der Schraube entzogen ist, seine Grenze nicht mehr im Querschnitt Q_h , sondern muß stetig an Geschwindigkeit bis ins Unendliche abnehmen. Da man jedoch auf irgendeine Weise das zum Antrieb der Schraube geleistete Drehmoment am Flugzeug durch Luftkräfte ausgleichen muß, wird durch diese Luftkräfte der Luft ein der Drehrichtung des Strahls entgegengerichteter Drehimpuls erteilt. So muß man z. B. beim Einzelschraubenantrieb das Moment des Schraubendrehwiderstandes, solange der Motor läuft, durch entgegengesetzt gerichtete Ausschläge der beiden Querruder aus-

gleichen, d. h. den Auftrieb an einem Flügelende erhöhen, am anderen herabsetzen. Die damit verbundene Steigerung des einen Randwirbels und die Schwächung des anderen ist dann eben derjenige Drehimpuls, der dem Stabwirbel des Strahls entgegengerichtet ist. Da die beiden Impulse sich um so vollkommener aufheben, je

näher ihre Achsen einander liegen, nimmt der Verlust durch die kinetische Energie mit einer Verringerung des Achsabstandes der beiden Wirbel ab. Es erscheint also wesentlich günstiger, das Drehmoment durch eine zweite Luftschraube ausgleichen zu lassen. Denn man wird dann, schon in Rücksicht auf die Gewichtsverteilung, die beiden Motoren rechts und links möglichst nahe der Symmetrieebene anordnen und ihnen entgegengesetzten Drehsinn geben, wie ja auch schon in Rücksicht auf möglichst geringe Beanspruchung des Fachwerks gefordert wird. Verschwindende Verluste durch den Drehimpuls treten natürlich dann auf, wenn man die Wirbelachsen von je zwei Schrauben zusammenfallen läßt, d. h. den Drehimpuls einer Zug-

schraube jeweils durch einen entgegengerichteten einer Druckschraube aufheben läßt. Die doppelte axiale Beschleunigung des Strahls bringt jedoch dann erheblich höhere Verluste durch die kinetische Energie in dieser Richtung als bei Anordnung nebeneinander.

10. Motoren.

Ist aus Berechnung oder Versuch der Leistungsanspruch der Luftschraube bekannt, so gilt es, ihn durch eine möglichst wirtschaftliche Kraftmaschine zu decken. Als solche kommen im vorliegenden Fall ausschließlich Wärmekraftmaschinen in Frage, da ein Antrieb durch Wasser, Wind¹⁾ oder elektrischen Strom natürlich nicht möglich ist. Als Betriebsstoff kommen dabei nur flüssige Brennstoffe in Betracht, da diese in der Gewichtseinheit größte Energiemengen (Heizwert) aufweisen. In Bild 84 ist das allgemeine Arbeitsdiagramm einer Wärmekraftmaschine dargestellt. Aus diesem Diagramm kann man die Leistung, die ein Gas bei einer Zustandsänderung aufnimmt oder abgibt, als Flächenelement $P \text{ kg/m}^2 \cdot Q \text{ m}^2 \cdot ds \text{ m} = P \text{ kg/m}^2 \cdot dV \text{ m}^3 = P \cdot dV \text{ kgm}$ entnehmen. Als einfachsten Fall hat man sich vorzustellen, daß eine bestimmte abgeschlossene Gasmenge auf hohen Druck verdichtet wird, daß ohne Änderung dieses hohen Druckes das Volumen des Gases durch Wärmezufuhr gesteigert wird und dann das Gas auf den niedrigen Druck expandiert. Unter Volumenverminderung wird nun bei dem niedrigen Druck Wärme entzogen, dann das Gas wieder verdichtet und so fort. Ein Teil der bei dem hohen Druck zugeführten Wärme geht also bei jedem Kreislauf durch den Wärmeentzug beim niederen Druck verloren. Zur Kennzeichnung der Güte des Arbeitsverfahrens bezeichnet man mit dem *thermischen Wirkungsgrad* den Bruchteil der zugeführten Wärme, welcher in nutzbare mechanische Arbeit umgesetzt wird. Es ist technisch nicht möglich, den Kreislauf über das im Bild angegebene Druckgefälle in der geschilderten einfachsten Form zu vollziehen. Der Heißluftmotor, bei dem in der Tat ein und dieselbe eingeschlossene Luftmenge immer wieder den Druck- und Volumenänderungen unterworfen wird, gestattet nur sehr kleine Druckänderungen zu verwirklichen, da die Wärmezufuhr und abfuhr in den kleinen zur Verfügung stehenden Zeiten nicht willkürlich gesteigert werden kann. Bei allen anderen Wärmekraftmaschinen findet zum mindesten der Wärmeentzug bei niedrigem Druck außerhalb der Maschine statt. So wird in Verbrennungskraftmaschinen bei Atmosphärendruck der heiße Zylinderinhalt gegen eine kühle frische Füllung ausgetauscht.

Bei den Dampfmaschinen geschieht auch die Wärmezufuhr beim hohen Druck außerhalb der Maschine in einem besonderen Dampferzeuger. Dann geschieht natürlich die Überführung des Arbeitsmittels vom niedrigen Druck auf den hohen auch nicht in der Maschine selbst, so daß die ganze Fläche zwischen der Ordinatenachse, den zwei Linien

¹⁾ Abgesehen von der Ausnutzung der periodischen Richtungs- und Größenschwankungen des Windes durch den dynamischen Segelflug; s. S. 116.

gleichen Druckes und der Expansionslinie als Arbeit in der Maschine gewonnen wird. So stellt Bild 85 die Arbeit dar, die in einer Dampfturbine aus rd. 15 kg überhitzten Dampf von 20 at gewonnen werden kann, wenn man die Bezifferung der Abszissen als m^3 abliest. Der Wärmeentzug findet dann an großen, künstlich gekühlten Flächen im sogenannten Kondensator statt, wobei der Dampf durch Entziehung der Verdampfungswärme niedergeschlagen wird. Das Kondensat wird durch Speisepumpen in den Dampferzeuger gefördert. Die hierzu erforderliche „Verdichtungsarbeit“ auf den hohen Druck ist in Anbetracht der Verminderung des Volumens von mehr als 90 m^3 Dampf auf 15 Liter Flüssigkeit, d. h. auf weniger als $\frac{1}{6000}$ vor Eintritt in den „Verdichter“, gänzlich unbeträchtlich. Dafür muß jedoch die Verdampfungswärme, die im Kondensator entzogen wurde, wieder zugeführt werden. Da die Verdampfungswärme etwa $\frac{2}{3}$ des ganzen Wärmeinhaltes überhitzten Hochdruckdampfes ausmacht, kann der thermische Wirkungsgrad nicht über $\frac{1}{3}$ steigen, selbst unter

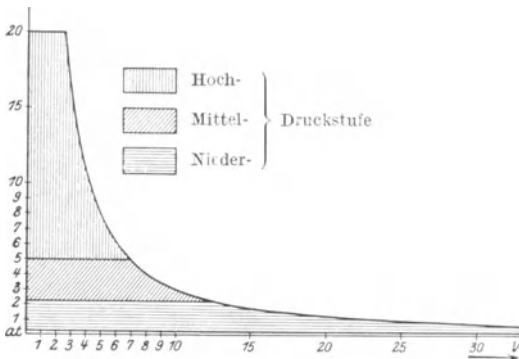


Bild 85. Heißdampfturbine mit dreistufiger Expansion auf „schlechtes Vakuum“.

der günstigsten Voraussetzung einer Expansion auf einen Gegendruck in der Größenordnung von $\frac{1}{20}$ des atmosphärischen Luftdruckes. Jedoch schon eine „Verschlechterung des Vakuums“, wie sie aus einer Erhöhung der Kondensatortemperatur durch mangelhafte Kühlung folgt, bringt nennenswerten Abfall des Wirkungsgrades. Läßt man z. B. für das Flugzeug eine Kondensatortemperatur von $60\text{--}70^\circ$ zu, wie sie die Kühler der Flugmotoren aufweisen, so folgt daraus ein Kondensatordruck von $0,2\text{--}0,3$ at. Dann ließen sich in einer im übrigen verlustlosen Maschine höchstens $\frac{1}{4}$ der dem Dampf zugeführten Wärme in Arbeit umsetzen. Ein wesentlich geringerer Gegendruck käme für Dampfantrieb von Flugzeugen jedoch nicht in Frage. Denn schon bei Einhaltung der üblichen Kühler­temperatur wird der Kondensator etwa 5 mal so groß wie der gebräuchliche Kühler eines gleich starken Verpuffungsmotors. Denn der Kondensator muß etwa dieselbe Wärmemenge ($4\text{--}500$ kcal), die der Kühler eines Flugmotors für die PS-Stunde abzuführen hat, jedem Kilogramm Dampf entziehen, und der Dampfverbrauch beträgt bei „schlechtem Vakuum“ rund $5 \text{ kg/PS}h$. Mit der Herabsetzung des Kondensatordruckes auf rund $\frac{1}{20}$ at sänke der Temperaturunterschied zwischen Dampf und Luft auf etwa die Hälfte. Dann müßte man also den Kondensator noch rund auf das Doppelte vergrößern. Trotzdem so die Wirtschaftlichkeit des Betriebes mit mangelhafter Kondensation sich dem Auspuffbetrieb bei mit

der Höhe abnehmendem Gegendruck der Atmosphäre immer mehr nähert, ist es leider ausgeschlossen, diese Vorbelastung der Vortriebsleistung durch den Kondensator zu vermeiden. Denn bei einem Dampfverbrauch des Auspuffbetriebes von über 7 kg/PS_h müßte für jede Flugstunde und je 150 PS mindestens eine Tonne Wasser an Bord genommen werden. Der Dampfbetrieb hätte daher bei den gegebenen Grenzen für die Arbeitsfähigkeit des Dampfes nur Aussichten, wenn es gelänge, deren Ausnutzung außerordentlich zu steigern. Bei einfacher Expansion des Dampfes vom Anfangsdruck zum Enddruck in den Düsen einer Dampfturbine würde seine Geschwindigkeit auf etwa 1200 m/s steigen, so daß man zur Ausnutzung mit geringsten Verlusten Umfangsgeschwindigkeiten des Turbinenrades von 400 bis 600 m/s verwirklichen müßte. Das ist bei den zur Verfügung stehenden Baustoffen nicht zulässig, da die Fliehkräfte bei so hohen Umfangsgeschwindigkeiten zu hohe Materialspannungen hervorrufen. Man würde daher trotz der Steigerung des Maschinengewichts die Arbeitsfähigkeit des Dampfes nicht in einem einzigen Schaufelkranz ausnützen, sondern auf eine Anzahl Stufen verteilen, in denen dann wieder die Geschwindigkeit stufenweise bis auf eine geringe Austrittsgeschwindigkeit aus dem letzten Rad herabgesetzt werden kann. Eine Verteilung der Arbeitsfähigkeit auf 3 Stufen ist in

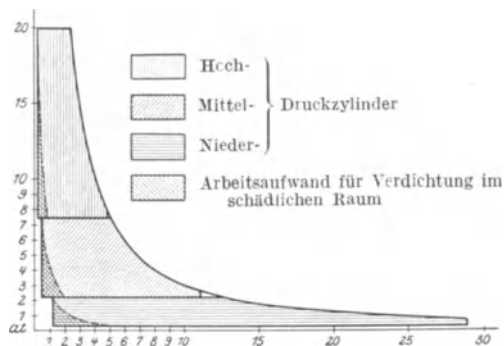


Bild 86. Heißdampfkolbenmaschine mit dreistufiger Expansion auf „schlechtes Vakuum“.

Bild 85 durch die 2 Linien gleichen Zwischendruckes angedeutet. Schon bei einer so geringen Unterteilung ergäben sich höchstens 700 m/s Austrittsgeschwindigkeit aus den Düsen, die sich konstruktiv schon eher bewältigen lassen. In gleicher Weise hat man ein so bedeutendes Druckgefälle wie das vorliegende bei Kolbendampfmaschinen unterteilt, indem man den Dampf z. B. in 3 Stufen, d. h. in einem kleinen Hochdruckzylinder nur bis etwa 7 at, in einem größeren Mitteldruckzylinder bis auf rd. 2 at und in ein oder zwei großen Niederdruckzylindern bis auf den Kondensatordruck expandieren läßt. Die Vergrößerung des spezifischen Volumens bei der Expansion, die sich bei gleichem Hub für die einzelnen Zylinder durch entsprechende Vergrößerung des Zylinderdurchmessers erreichen läßt, kann man jedoch bei der Kolbenmaschine nicht so restlos ausnutzen wie bei der Kreiselmachine (Turbine). Denn sobald der Druck unter den zur Überwindung der Reibung des Getriebes erforderlichen Betrag sinkt, bringt ein weiterer Weg des Kolbens Verlust statt Gewinn. Man läßt daher die Expansion in Kolbenmaschinen nicht ganz

bis zu dem Zwischendruck herunter erfolgen, sondern begrenzt den Hub, wie Bild 86 zeigt, schon bei einem höheren Enddruck und verliert dadurch die an den Hubenden liegenden dreieckigen Flächenteilchen der Arbeitsfläche zwischen den senkrechten Linien gleichen Endvolumens, den wagrechten gleichen Gegendruckes und der Expansionslinie. Einen weiteren Verlust erleidet die indizierte Arbeit von Kolbendampfmaschinen dadurch, daß in den unvermeidlichen „schädlichen Räumen“ nach der Rückwärtsbewegung des Kolbens Dampf niederen Druckes verbleibt. Man muß daher die Auslaßventile schon vor Erreichung des Totpunktes schließen, um durch Verdichtung des eingeschlossenen Dampfes bei der Annäherung des Kolbens an seine innere Totpunktlage den schädlichen Raum auf höheren Druck zu bringen. Dann ist wenigstens seine Wiederauffüllung mit hochwertigem Frischdampf nicht erforderlich. Durch diese Verdichtungsarbeit geht im Arbeitsdiagramm die doppeltschraffierte Arbeitsfläche verloren. Ähnliche Verluste erleidet der Dampf in einer Dampfturbine durch Reibung, Stoß und in Form der kinetischen Energie beim Austritt aus der Maschine. Um nicht allzu beträchtliche Querschnitte für die Abdampfrohre zu erhalten, muß man ihn mit großer Geschwindigkeit abführen. Diese Verluste, die bei beiden Maschinenarten trotz der Unterteilung des Druckgefälles auf eine Anzahl Stufen in der Größenordnung von etwa 20—30 v. H. liegen, kennzeichnet man durch Angabe des indizierten Wirkungsgrades. Man bezeichnet damit das Verhältnis der geleisteten Arbeit zu der Arbeit, die von dem Gas zwischen den angegebenen Druckgrenzen bei verlustlosem Verlauf des Vorganges geleistet werden könnte. Dabei werden nicht nur die mechanischen Leistungsverluste des Arbeitsmittels, sondern auch die Wärmeverluste durch Leitung und Strahlung berücksichtigt. Die zusätzlichen Verluste im Getriebe der Maschine werden durch Angabe eines mechanischen Wirkungsgrades gekennzeichnet. Durch alle Verluste wird der thermische Wirkungsgrad, der — wie wir sahen — für verlustlos arbeitende Dampfmaschinen bestenfalls mit etwa $\frac{1}{3}$ anzunehmen ist, bei der wirklichen Maschine auf $\frac{1}{4}$ herabgesetzt. Nimmt man weiterhin an, daß auch in besten Dampferzeugern höchstens $\frac{4}{5}$ der Brennstoffwärme auf das Wasser übertragen werden, so ergibt sich, daß höchstens $\frac{4}{5} \cdot \frac{1}{4} = \frac{1}{5}$ des Heizwertes der Brennstoffe in Dampfmaschinen — unabhängig davon, ob sie als Kolben- oder Kreiselmotoren arbeiten — in mechanische Nutzleistung übergeführt werden kann. In einer Dampfmaschine werden daher von dem Heizwert eines flüssigen Brennstoffs im Betrag von rd. 10 000 kcal/kg = 10 kcal/g unter günstigsten Umständen, wie sie im Flugzeug keinesfalls vorliegen, 2 kcal/g nutzbar gemacht. Da eine PS-Stunde einem Wärmeverbrauch von 632 kcal entspricht, ist der Brennstoffverbrauch einer Dampfmaschine mit mindestens 316 g/PS_h nach unten begrenzt, während für Verbrennungskraftmaschinen ein Verbrauch über 200 g heute kaum noch als zulässig gilt. In Rücksicht auf das Gewicht von Dampferzeugern, Überhitzer und Kondensator müßte man sogar mit geringerer Überhitzung und höherem Kondensatordruck arbeiten, also einen wesentlich schlechteren thermischen Wirkungsgrad zulassen. Es

wäre dann kaum möglich, einen Brennstoffverbrauch unter 500 g zu verwirklichen. Da es indessen — abgesehen von den Betriebskosten — technisch lediglich darauf ankäme, das Gewicht der Maschine einschließlich des Betriebsstoffvorrates für die in Aussicht genommenen Flugzeiten auf einen möglichst geringen Betrag zu bringen, könnte man für kurze Flugstrecken auch den $2\frac{1}{2}$ -fachen Brennstoffverbrauch zulassen, wenn dafür das Gewicht der Maschine selbst wesentlich niedriger ausfällt. So beträgt das Gewicht neuerer Flugmotoren für die Leistungseinheit etwa das 8fache ihres stündlichen Brennstoffverbrauches. Bei Erreichung des halben Eigengewichtes könnte man also für Flüge bis zu 4 Stunden Dauer den doppelten Brennstoffverbrauch zulassen, ohne damit das Gesamtgewicht des Antriebes (einschließlich Brennstoffvorrat) zu überschreiten. Aber auch mit einem derartigen Zugeständnis haben Dampfmaschinen keine Aussicht auf Einführung in den Flugbetrieb. Denn das Gewicht einer Dampfturbine mit Getriebe, Dampferzeuger, Überhitzer und Kondensator ist bestenfalls um nur 50 v. H. größer als das eines gleich starken Benzinmotors¹⁾. Der Mehrbetrag geht wesentlich zu Lasten des Kondensator Kühlers. Noch ungünstiger liegen die Verhältnisse für Kolbenmaschinen. Mehrfache Expansion zur Erhöhung des indizierten Wirkungsgrades kann man überhaupt nicht ohne wesentlich höhere Maschinengewichte durchführen. Ja schon eine doppeltwirkende Gleichstromkolbenmaschine wird in Anbetracht des geringeren mittleren Druckes höchstens noch das Gewicht des Dampferzeugers auf sich nehmen können, ohne das Gewicht eines Benzinmotors zu überschreiten.

Die Wärmekraftmaschine mit unmittelbarer Einführung des Brennstoffes in die arbeitende Luft ist eben dadurch schon wesentlich im Vorteil, daß sie besondere Vorrichtungen für den Wärmeentzug (Kondensator) und die Wärmezuführung (Dampferzeuger) nicht benötigt; ganz abgesehen von dem Gewicht des umlaufenden Arbeitsmittels (Wasser), das ein Vielfaches der in den Kühlern der Verbrennungsmotoren umlaufenden Kühlwassermenge beträgt. — Auch für die Verbrennungskraftmaschine scheint zunächst die Turbine, da sie eine unbegrenzte Ausnutzung der Expansionsfähigkeit der durch Verbrennung ihres Sauerstoffgehaltes erhitzten Luft gestattet, den Weg zur Leistungsgewinnung mit geringsten Verlusten zu bieten. Für die konstruktive Gestaltung ist es jedoch ausschlaggebend, daß die besten Stahlsorten die hohen Zugbeanspruchungen, wie sie bei den beträchtlichen Umfangsgeschwindigkeiten von Turbinenrädern auftreten, nur bei höchstens $3\text{--}400^\circ\text{C}$ zulassen. Da die Verbrennung des Sauerstoffgehaltes der Luft durch Einführung und Entzündung von Brennstoffen selbst bei dem zur vollständigen Verbrennung erforderlichen Luftüberschuß Endtemperaturen über 2000°C liefert, so muß zur Ausnutzung der ganzen Arbeitsfähigkeit ein Anfangsdruck für die Expansion gewählt werden, der eine Abkühlung durch die Expansion auf ungefähr $\frac{1}{3}$ der absoluten Temperatur, also bis zu $600\text{--}700^\circ$ absolut, herab zur Folge hat. Bei

1) Wagner: Beiheft 10 Z. F. M. S. 60.

einer Expansion auf Atmosphärendruck ohne Wärmeübergang zwischen Gas und Maschine setzt das einen Verbrennungsdruck von etwa 100 at voraus. Einen derartigen Druck zusammen mit der hohen Temperatur läßt die unerläßliche Sicherheit des Betriebes in der Verbrennungskammer nicht zu. Für jeden geringeren Anfangsdruck ergibt sich jedoch eine höhere Endtemperatur der Expansion, so daß — da eine Kühlung der Schaufelräder selbst nicht möglich ist — das Treibmittel vor der Beaufschlagung des Rades gekühlt werden müßte. Das kann in wirksamer Weise nur durch Vermischung geschehen. Als Kühlmittel käme nur Luft in Frage. Denn die Einspritzung von Kühlwasser würde die Mitnahme beträchtlicher Wassermengen erfordern, da das eingespritzte Wasser in Form von Heißdampf mit den Abgasen verlorengeht. Der Geschwindigkeitsverlust des heißen Gasstrahls durch die Ansaugung von ruhender oder doch höchstens mit der Eigengeschwindigkeit des Flugzeugs zutretender Luft bedeutet eine beträchtliche Herabsetzung der Wirtschaftlichkeit. Dieser Verlust ist um so beträchtlicher, als es sich in Anbetracht der unerläßlichen Ausnutzung des ganzen Druckgefälles in einer einzigen Stufe um außerordentlich hohe Geschwindigkeiten handelt. Bei einem Luftbedarf eines Brennstoffs von 10 000 kcal/kg im Betrage von 12,5 m³ stehen rund 800 kcal/m³ oder etwa 620 kcal/kg zur Verfügung, von denen selbst bei einer Expansion auf die zulässige Stahltemperatur noch mindestens $400^\circ \cdot 0,25^1) = 100$ kcal/kg ungenutzt als Abhitze verlorengehen. Das bedeutet eine Energie von $520 \cdot 427 \cong 200\,000$ kgm/kg (Geschwindigkeitshöhe), die bei verlustfreier Umsetzung in kinetische Energie rund 2000 m/s Geschwindigkeit ergäbe. Bei so hohen Geschwindigkeiten werden natürlich die mechanischen Verluste durch Stoß und Reibung außerordentlich beträchtlich. In der Tat darf man jedoch in Rücksicht auf die Betriebssicherheit in der Verbrennungskammer, wie in Bild 87 angegeben, höchstens 12—14 at Druck zulassen. Dann ist infolge der höheren Expansionsendtemperatur die Arbeitsfähigkeit und damit die Geschwindigkeit des Gases wesentlich geringer. Man unterscheidet dabei zwei verschiedene Verfahren, je nachdem, ob die Verbrennung bei stetiger Zuführung von verdichteter Luft und Brennstoff im Vorraum der Düsen bei gleichem Druck erfolgt (Armengaud-Verfahren) oder ob die Kammer nach der Zuführung von Luft und Brennstoff abgeschlossen und die Verbrennung bei gleichem Raum eingeleitet wird (Holzwarth-Verfahren). Dann findet natürlich eine unstetige Beaufschlagung des Schaufelrades statt, da das Gas entsprechend den Druckänderungen in der Verbrennungskammer während der Expansion mit veränderlicher (abnehmender) Geschwindigkeit austritt. Nach jeder Verbrennung kann die Kammer und von dieser aus das Rad mit Frischluft gespült und gekühlt werden. Die stoßweise Beaufschlagung mit veränderlicher Geschwindigkeit ist natürlich mit erheblichen mechanischen Verlusten verbunden. Aber es entfällt dadurch die Notwendigkeit, dem Gas ein Kühlmittel beizumischen, wodurch die Gleichdruckturbine sehr hohe

1) Spezifische Wärme. Hütte 23. I. S. 400.

Verluste erleidet. Der höhere Arbeitsgewinn in der verlustlosen Gleichdruckturbine, wie er in Bild 87 dargestellt ist, wird dadurch zum größten Teil auch wieder aufgehoben, daß die Luft auf den vollen Druck der Verbrennungskammer verdichtet werden muß, während bei der Gleichraumturbine ein Anfangsdruck von 2—3 at genügt. Nach Noack¹⁾ hat man daher von Gleichdruck- und Gleichraumturbinen im Flugzeug wesentlich die gleiche Ausnutzung von nicht mehr als $\frac{1}{10}$ der Brennstoffwärme zu erwarten. Denn die Forderung geringen Maschinengewichtes verbietet, wie bei ortsfesten Anlagen die Wärme der Abgase in Dampf-erzeugern zum Betrieb von Dampfmaschinen zu verwerten. Man hat also den Brennstoffverbrauch der Gasturbinen zur Zeit noch auf rund das 3fache der üblichen Verbrennungsmotoren zu schätzen. Hingegen würde das eigentliche Maschinengewicht zweifellos erheblich geringer als bei Kolbenmaschinen ausfallen. Trotzdem gewährt den Turbinen ihre noch allzu geringe Betriebssicherheit vorläufig keine Aussicht auf Verwendung.

Bei den Kolbenmaschinen hat man in gleicher Weise wie bei den Turbinen zwischen zwei grundsätzlich verschiedenen Arbeitsverfahren zu unterscheiden, je nachdem ob die Verbrennung bei unveränderlichem Druck oder bei unveränderlichem Raum stattfindet. Beim Gleichdruck- (Diesel-) Verfahren wird Luft auf etwa 35 at verdichtet und überschreitet damit die Zündtemperatur des Brenn-

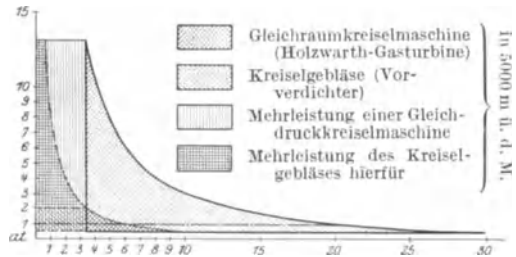


Bild 87. Gasturbinen.

In Meereshöhe (Druck der Atmosphäre = 1 at) verkleinern sich die Arbeitsflächen um das unter ———— liegende Stück.

stoffes. Hinter dem Totpunkt wird dann Brennstoff eingespritzt, so daß er beim Rückgang des Kolbens bei wesentlich gleichem Druck verbrennt. Nach Beendigung der Brennstoffzufuhr expandiert die eingeschlossene Gasmenge bis rd. 3 at und wird dann gegen Frischluft ausgetauscht. Beim Gleichraum- (Otto-) Verfahren (Verpuffungsmotor) wird die Verdichtung der Luft nur bis zu Temperaturen getrieben, bei denen eine Entzündung des Brennstoffs noch nicht eintreten kann. Es ist hier also möglich, den Brennstoff der Luft schon vor der Einführung in den Zylinder beizumengen. Die Verbrennung wird dann bei der inneren Totpunktslage des Kolbens durch eine besondere Zündvorrichtung eingeleitet und vollendet, bevor der Kolben nach seiner Bewegungsumkehr eine nennenswerte Strecke zurückgelegt hat. Die Verbrennung findet also in außerordentlich kurzer Zeit im schädlichen Raum statt, derart, daß die geringe Bewegung des Kolbens in dieser Zeit vernachlässigt und daher wirklich von einer Verbrennung bei gleichem

¹⁾ Z. F. M. 1920. S. 203.

Raum gesprochen werden kann. Auch hier führt man die Expansion nur bis auf rd. 3 at, da eine weitere Vergrößerung des Hubes in Anbetracht der Reibungswiderstände keinen berechtigten Gewinn an indizierter Arbeit brächte. Bei beiden Verfahren unterscheidet man zwei Arbeitsweisen: Zwei- und Viertakt. Beim Zweitakt erfolgt der Austausch der Abgase gegen Frischluft in außerordentlich kurzer Zeit, in der Nähe der äußeren Totpunktlage durch Hilfsmaschinen; beim Viertakt wird durch den Arbeitskolben selbst das Abgas ausgedrückt und beim Rückgang Frischluft angesaugt.

Im ersteren Falle gewinnt man bei jeder Umdrehung die Arbeit, wie sie in Bild 88 dargestellt ist. Beim Viertakt hingegen entfällt nur auf je 4 Hübe, also 2 volle Umdrehungen, ein Hub, bei dem der Kolben von hohem Druck im Verbrennungsraum Arbeit aufnimmt. Für die schnellaufenden leichten Verbrennungsmotoren in der Luftfahrt ist bis jetzt ausschließlich das Gleichraumverfahren im Viertakt verwendet worden. Die Anwendung des bei ortsfesten und Schiffsanlagen üblichen Gleichdruck- oder Selbstzündungsverfahrens gestattete nach Bild 88 zwar eine erheblich bessere Ausnutzung des Hubvolumens, aber brächte auch durch die höheren Festigkeitsansprüche an die Wandungen des Verbrennungsraums und das Triebwerk größeres Maschinengewicht mit sich. Auch wären an Stelle der Zündvorrichtung zur Einspritzung und Zerstäubung des Brennstoffes Hilfsmaschinen nötig, die nicht nur das Gewicht, sondern auch die Störungswahrscheinlichkeit des Motors erhöhen. Diese Wahrscheinlichkeit hat um so mehr Gewicht, als man zur Ausnutzung des

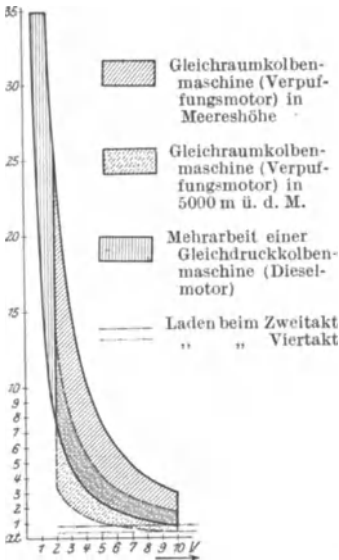


Bild 88. Verbrennungs-Kolbenmaschine.

Hubvolumens in der Luftfahrt gezwungen ist, die Maschinen mit hohen Drehzahlen (≥ 1400 U/min) laufen zu lassen. Wesentlich bessere Aussichten auf Verwirklichung hat die Einführung des Zweitakts an Stelle des Viertakts. Die hierbei auftretende konstruktiv schwer zu bewältigende Aufgabe, die Abgase in außerordentlich kurzer Zeit aus dem Zylinder heraus- und Frischgas dafür hineinzuführen, ist bisher in wirtschaftlicher Weise nur bei langsamlaufenden, schweren Maschinen gelöst. Für geringe Drehzahlen (< 300 U/min) ist beim Dieselfahren zweifellos die gleiche Betriebssicherheit und Wirtschaftlichkeit¹⁾ erreicht, wie sie die besten Viertaktverfahren aufweisen. Die Einführung des Zweitaktverfahrens bei Schnellläufern wird natürlich vermehrten Schwierigkeiten begegnen,

¹⁾ Nägel, Die Dieselmachine der Gegenwart. Zeitschrift des Vereins Deutscher Ingenieure 1923, S. 677 ff.

muß aber angesichts der doppelt so hohen Ausnutzung des Maschinengewichtes und der Vereinfachung der Steuerung unbedingt angestrebt werden. Eine weitere Verdopplung der Leistung läßt sich ebenfalls ohne wesentliche Steigerung des Maschinengewichtes durch Doppelwirkung der Kolben erreichen. Eine Überwindung der hiermit verbundenen Schwierigkeiten ist beim augenblicklichen Stand der Technik jedoch noch ungewiß. Zunächst gilt es, den Verpuffungsmotor, der seine stärkste Entwicklung für Land- und Wasserfahrzeuge erfahren hat, dem Betriebe in Luftfahrzeugen anzupassen, d. h. seine Leistung möglichst unabhängig zu machen von der Abnahme der Luftdichte mit der Höhe. Den hiermit verbundenen Leistungsabfall hat man bei Fahrten über Gebirgspässe bereits bei Kraftwagen lästig empfunden. Für das Flugzeug ist diese Leistungsabnahme noch viel bedeutsamer. Das bei gegebenem Hubvolumen in der Zeiteinheit angesaugte Luftgewicht nimmt unmittelbar mit der Luftdichte ab und im gleichen Maß mindert sich die zur Verbrennung des Brennstoffes zur Verfügung stehende Sauerstoffmenge. Die indizierte Leistung des Motors fällt also im gleichen Maß wie die Luftdichte abnimmt. Hierfür besteht folgende Gesetzmäßigkeit:

Für jeden Meter Höhe nimmt der Luftdruck P kg/m^2 um das Gewicht eines Kubikmeters γ kg/m^3 ab. $dP = -\gamma \cdot dh$. Nimmt man zudem an, daß die ganze Atmosphäre sich in einem Gleichgewichtszustand befindet, der sich durch die Gleichung der Zustandsänderung von Gasen darstellen läßt:

$$\frac{P}{P_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^m = \left(\frac{\gamma}{\gamma_0}\right)^m,$$

so folgt aus der Differentiation

$$dP = m \cdot \frac{P_0}{\gamma_0^m} \cdot \gamma^{m-1} \cdot d\gamma,$$

durch Einführung der Zustandsgleichung

$$\gamma \cdot R \cdot T = P$$

für die absoluten Temperaturen:

$$T_0 - T = \frac{h}{R} \cdot \frac{m-1}{m}$$

Diese Gleichung wird durch die Erfahrung bestätigt, daß die Temperatur der Atmosphäre mit der Höhe stetig abnimmt. Man erhält eine recht gute Übereinstimmung mit Lindenberger Messungen, wenn man den Exponenten der „Polytropen“ rund zu $m = 1,2$ annimmt. Damit ergibt sich für das Verhältnis der Luftdichten die einfache Beziehung

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{H}{50}\right)^5 \quad H = hm \cdot \frac{\text{km}}{1000 m} = \frac{h}{1000} \text{ km}$$

bei einer mittleren Temperaturabnahme von $0,57^\circ$ auf 100 m. Da diese Temperaturabnahme im wesentlichen auch für andere Zonen gilt, kann man klimatische und Tageseinflüsse für andere Breiten und Jahres-

zeiten durch entsprechende Annahmen für die Bodendichte der Luft berücksichtigen. Die Formel ergibt für

h	2000	4000	6000	8000 m
ρ/ρ_0	0,815	0,659	0,528	0,418
$T_0 - T$	11,4	22,8	34,2	45,6

Unmittelbar mit der Luftdichte sinkt nun beim Aufsteigen eines Flugzeuges der mittlere indizierte Druck des Motors. So zeigt Bild 88 die Änderung des Arbeitsdiagrammes, wie sie in einer im übrigen verlustlosen Maschine in 5000 m Höhe eintritt. Infolge der geringeren Dichte des angesaugten Gemisches steigt der Verbrennungsdruck nur bis etwa 13 at, während die Diagrammspitze in geringer Höhe über dem Meere bei etwa 25 at liegt. Daraus folgt für das Flugzeug beim Antrieb durch die üblichen Motoren eine schnell abnehmende Steiggeschwindigkeit und eine Ver-

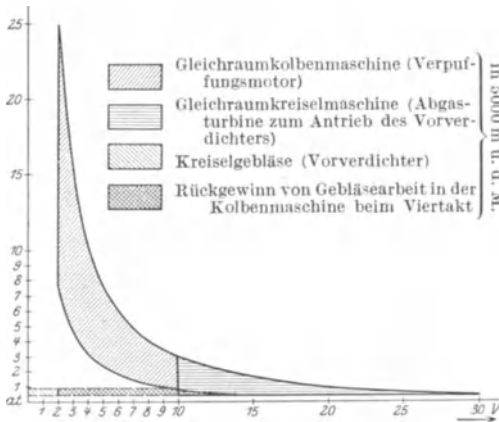


Bild 89. Flugmotor mit Vorverdichter.

ringerung der wagerechten Eigengeschwindigkeit mit der Höhe, obwohl der Eigenwiderstand des Flugzeuges auch mit der Luftdichte abnimmt. Man hat infolge der überspannten Forderungen an die Leistungsfähigkeit der Motorfabriken während des Krieges leider erst zu allerletzt diesen bedenklichen Leistungsabfall konstruktiv zu verhindern gesucht. Die einfachste Lösung zielt im wesentlichen dahin, das Hubvolumen erst in größerer Höhe voll auszunützen. Hierfür sind, um in geringeren Höhen dann die zulässigen Triebwerksdrucke nicht zu überschreiten, zwei Wege angegeben worden: verspäteter Schluß des Einlaßventils bei der Verdichtung (sogenannte Überverdichtung) oder Drosseln der Ansaugeluft (sogenannte Überbemessung). Eine bessere Ausnutzung des Maschinengewichtes wird jedoch dann gewährleistet, wenn man dem Motor auch in größerer Höhe Luft von voller Bodendichte zuführt. Dazu dient ein Vorverdichter¹⁾, der zweckmäßig als Kreiselpgebläse ausgebildet wird, das seinen Antrieb durch eine Abgasturbine empfängt. Aus Bild 89 ist ersichtlich, daß der Verpuffungsmotor die ganze Arbeit, die das Gas bei seiner weiteren Expansion von rund 3 at Expansions-

1) Der Leistungsbedarf des Verdichters bei 20 v. H. Luftüberschuß ist für adiabatische Verdichtung mit einem Wirkungsgrad von rd. 60 v. H. selbst für 6000 m Höhe (0,5 at Anfangsdruck) nur 7 v. H. der Motorleistung:

$$\frac{1}{0,6} \cdot 5000 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \cdot \frac{1,2 \cdot 2,5 \text{ m}^3}{\text{Psh}} \cdot 0,77^*) = \frac{19000 \text{ kgm}}{270000 \text{ kgm}} = 7 \text{ v. H.}$$

*) Mittlerer Druck bei der Verdichtung im Verhältnis zum Ansaugedruck. Hütte 23 I. S. 411.

enddruck bis auf den jeweiligen Druck der Atmosphäre zu leisten in der Lage wäre, durch die vorzeitige Hubbegrenzung nicht zu nutzen in der Lage ist. Man kann jedoch die Abgase der Zylinder durch möglichst kurze Kanäle zu den Düsen einer Turbine führen, die dann in gleicher Weise wie die Gleichraumturbine unzeitig beaufschlagt würde. Durch die nur stoßweise Beaufschlagung und die bereits vorher auf rund $\frac{1}{8}$ des Verbrennungsdruckes im Zylinder erfolgte Expansion sind die Gefahren der hohen Temperatur für die Gasturbine ganz wesentlich herabgesetzt, so daß ihre Ausführung kaum wesentliche Schwierigkeiten bringen dürfte. Eine Planimetrierung der Arbeitsflächen in Bild 89 zeigt, daß unter Vernachlässigung der Verluste der Vorverdichter für 5000 m Höhe nur etwa $\frac{1}{3}$ der Arbeit zu leisten hat, die die Abgase an die Turbine bestenfalls abgeben könnten. Wenn die indizierten Wirkungsgrade beider Maschinen nur zwischen 50 und 60 v. H. liegen, genügt darnach selbst für große Höhen die Leistung der Abgasturbine zum Antrieb des Verdichters. Man kann dann von einer Verbrennungskraftmaschine mit zweifacher Expansion sprechen, wobei die Hochdruckstufe in einer Kolbenmaschine, die Niederdruckstufe in einer Kreiselmachine verarbeitet wird. Derartige Anlagen sind ja aus dem Dampfmaschinenbau bekannt, wo man auch in Rück-

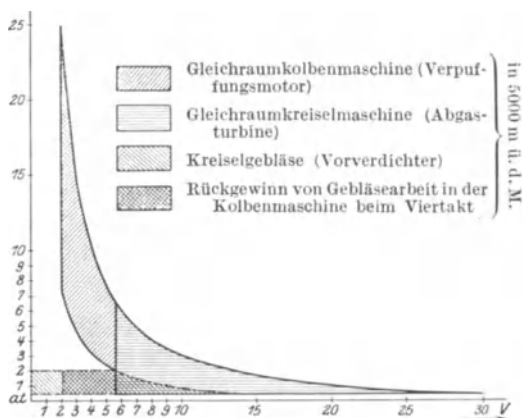


Bild 90. Verbrennungsmaschine mit zweifacher Expansion.

sicht auf die jeweils höheren indizierten Wirkungsgrade die Verarbeitung der Hochdruckstufe einer Kolbenmaschine, die Ausnutzung des beträchtlichen Expansionsvermögens bei niedrigen Drucken jedoch einer Turbine überträgt. Mit der Entwicklung der Abgasturbinen wird man noch einen Schritt weitergehen, indem man die Luft nicht nur auf Bodendichte, sondern auf höhere Drucke vorverdichtet. Man erhält z. B. bei einer Vorverdichtung auf 2 at, wie sie Bild 90 zeigt, aus demselben Hubvolumen doppelte Leistung der Kolbenmaschine, wobei man eine Überschreitung des Enddruckes der Verbrennung durch entsprechende Vergrößerung des Verdichtungsraumes vermeidet. Bei so hoher Vorverdichtung steigt natürlich auch der Expansionsenddruck in der Kolbenmaschine, so daß der Turbine nahezu die Hälfte der Arbeitsfähigkeit des Gases zufällt. Abgesehen von den größeren Verlusten könnte dann die Abgasturbine etwa die gleiche Leistung erreichen wie die Kolbenmaschine. Für einen Viertaktmotor genügt sie dann für den Antrieb des Vorverdichters selbst bei außerordentlich schlechten

Wirkungsgraden beider Maschinen (< 50 v. H.), während beim Zweitakt Wirkungsgrade zwischen 60 und 70% gefordert werden. Der Unterschied beruht, wie in Bild 89 und 90 angedeutet, darin, daß beim Viertakt das Ausschieben gegen den niedrigen Atmosphärendruck und das Ansaugen unter dem Enddruck des Verdichters erfolgt, so daß die durch die doppelt schraffierte rechteckige Fläche dargestellte Arbeit des Vorverdichters in der Kolbenmaschine wieder gewonnen wird. Das noch ferne Ziel, das sich der Motorenbau zu setzen hat, könnte man hiernach dahin zusammenfassen, die Leistung der Flugmotoren durch Wegfall des Ladehubs, durch Doppelwirkung und durch Vorverdichtung mit einer Gewichtssteigerung des Motors um höchstens je etwa $\frac{1}{3}$ jeweils zu verdoppeln. Danach würde dann schließlich die doppelte Expansion in einem doppeltwirkenden Zweitaktmotor mit Vorverdichtung auf etwa 2 at und einer Abgasturbine zum Antrieb des Vorverdichters zu einer Minderung des Gewichts für die Leistungseinheit auf wenigstens $(\frac{4}{3} \cdot \frac{1}{2})^3 = \frac{3}{10}$ der heute üblichen Beträge führen müssen. Die Motorleistung wäre zudem dann unabhängig von der Flughöhe.

V. Das Flugzeug.

11. Flugleistungen.

Liegen Entwurf und Konstruktion im Umriß vor, so hat der Konstrukteur sich rechnerisch über Flugleistungen und Flugeigenschaften Rechenschaft zu geben, um diese rechtzeitig durch Änderungen noch beeinflussen zu können. Die Flugleistungen werden errechnet aus den Gleichgewichtsbedingungen des geradlinigen Fluges. Die Flugeigenschaften werden bestimmt aus der Art des Gleichgewichtes (stabil, indifferent, labil) und den daraus folgenden Bewegungsarten.

Die Gleichgewichtsbedingungen im geraden Flug umfassen, da das seitliche Gleichgewicht durch die Symmetrie ohne weiteres gewahrt ist, lediglich das Gleichgewicht der Kräfte in der Symmetrieebene. Das Momentengleichgewicht um die Querachse wird nach unseren früheren Betrachtungen bei entsprechender Wahl der Grundform durch Hilfsflügel oder Pfeilform der Tragflügel herbeigeführt. Für die Flugleistungen bestimmend ist also ausschließlich das Gleichgewicht der Kräfte. Dabei gewinnt die Gleichheit von Auftrieb und Gewicht den Charakter einer Schwebelage, aus der eine Beziehung zwischen Luftdichte, wirksamem Anstellwinkel und Geschwindigkeit folgt. Das Gleichgewicht der in die Flugrichtung fallenden Kräfte wird hingegen besser in Form einer Leistungsgleichung gesichert, da sich der Schraubenschub nur mittelbar berechnen läßt, die Nutzleistung bei gegebener Wellenleistung des Motors sich durch Einführung des Wirkungsgrades jedoch unmittelbar ergibt. Die beiden Gleichgewichtsbedingungen sind natürlich miteinander verknüpft, da die Vortriebsleistung wie der Auftrieb mit der Geschwindigkeit und dem Anstellwinkel des Tragwerks zunimmt. Die Berechnung der Flugleistungen erfolgt also stets dadurch, daß die Gleichungen der senkrechten und wagrechten Kräfte in

irgendeiner Form miteinander vereinigt werden. Die Flugleistungen einer Bauart pflegt man im allgemeinen in 3 Richtungen zu kennzeichnen:

1. die Geschwindigkeit im wagrechten Flug für verschiedene Reishöhen,
2. die größte Tragfähigkeit in verschiedenen Höhen,
3. die Steigzeiten.

Es ist selbstverständlich für die Flugleistungen von entscheidender Bedeutung, in welcher Weise die Motorleistung von der Luftdichte abhängt. Die früher ausschließlich üblichen Bauarten von Motoren zeigten eine Abnahme der Motorleistung unmittelbar mit der Luftdichte derart, daß die effektive Leistung bei etwa $\frac{1}{10}$ der Bodendichte verschwindet. Denn unmittelbar mit der Luftdichte sinkt, wie wir gesehen haben, die in der Zeiteinheit angesaugte Sauerstoffmenge und damit die durch Verbrennung frei werdende Arbeitsfähigkeit der im Zylinder eingeschlossenen Gase. Durch Vorverdichtung bzw. Überbemessung der Motoren kann man, wie erwähnt, diese Leistungsabnahme hinauszögern. Bis zur üblichen Reishöhe von Verkehrsflugzeugen dürfte es so gelingen, eine Abnahme der Motorleistung zu verhindern. Vorteilhafter erscheint jedoch nach den Ausführungen der letzten Vorlesung eine Vorverdichtung der Frischluft durch einen mittels Abgasturbine getriebenen Verdichter auf höheren Druck, da auf diese Weise das Maschinengewicht besser ausgenutzt werden kann. Jedenfalls können wir für den Antrieb von Verkehrsflugzeugen unveränderliche Motorleistung im gesamten Höhenbereich des Luftverkehrs annehmen und unter dieser Voraussetzung die Flugleistungen berechnen. Dann folgt aus der Verringerung des Widerstandes mit abnehmender Luftdichte zunehmende Geschwindigkeit für den wagrechten Flug mit Steigerung der Reishöhe. Es ist also vorteilhaft, von der zunehmenden Windgeschwindigkeit in größeren Höhen abgesehen, die Reishöhe möglichst groß zu wählen. Ein Mindestmaß für die Reishöhe ist ja ohnedies für den Fall von Notlandungen gegeben. Die Verminderung des Flugzeuggewichtes durch den Betriebsstoffverbrauch bringt bei unveränderlicher Reishöhe während des ganzen Fluges ein stetiges schwaches Anwachsen der Geschwindigkeit mit sich. Denn die der Gewichtsabnahme entsprechende Verminderung des Anstellwinkels bringt natürlich eine Abnahme des induzierten Widerstandes mit sich.

Zur Kennzeichnung der Tragfähigkeit eines Flugzeuges diente bisher durchweg die Angabe der Gipfelhöhe, d. h. derjenigen Höhe, in der die Vortriebsleistung des Triebwerkes gerade noch hinreicht, die zum Schweben erforderliche Geschwindigkeit zu liefern, die mit der Höhe, wie gesagt, zunimmt. Diese Höhe, der für das Verkehrsflugzeug lediglich die Bedeutung eines Rechenwertes zuzusprechen ist, ändert sich natürlich mit der jeweiligen Nutzlast. Die größte Nutzlast kann das Flugzeug, auch unter Voraussetzung unveränderlicher Leistung bis zu beliebiger Höhe, natürlich in der Luft größter Dichte, d. h. in geringer Höhe über dem Boden tragen, und es ist daher für Verkehrsflugzeuge zweckmäßiger, statt der Gipfelhöhe das größte Vollgewicht

des Flugzeugs G_0 kg anzugeben, mit dem ein Flug in Bodennähe gerade noch möglich ist.

G_0 folgt unter Voraussetzung eines mittleren Wirkungsgrades der Schraube η_s aus der unveränderlichen Nutzleistung des Vortriebs

$$L = 75 \cdot N \cdot \eta_s \text{ kgm/s}$$

und den mit

$$X = \varrho v^2 \mathfrak{X} \text{ kg}; \quad Y = \varrho v^2 \mathfrak{Y} \text{ kg}$$

definierten „wirksamen Widerstands- bzw. Auftriebsflächen“ \mathfrak{X} bzw. \mathfrak{Y} durch Elimination der Geschwindigkeit zu

$$G_0 = \mathfrak{Y} \cdot \left(\frac{L}{\mathfrak{X}}\right)^{2/3} \cdot \sqrt[3]{\varrho_0} \text{ kg}^1),$$

denn für wagrechten Flug gilt $L = X \cdot v$ und $G = Y$. Als Jahresmittel der Bodendichte der Luft in unseren Breiten ist $\varrho_0 = 1/8$, also $\sqrt[3]{\varrho_0} = 1/2$ anzunehmen. Die mit unveränderlicher Vortriebsleistung erreichbare größte Höhe, also Gipfelhöhe, folgt dann bei gegebenem Gewicht G ersichtlich aus der Beziehung

$$\frac{G}{G_0} = \sqrt[3]{\frac{\varrho}{\varrho_0}},$$

die sich mit der in der letzten Vorlesung entwickelten Gleichung für die Dichteabnahme mit der Höhe annähern läßt durch

$$\frac{G}{G_0} = \left(1 - \frac{H}{50}\right)^{5/3} = 1 - \frac{H}{30}; \quad H_g = 30 \frac{G_0 - G}{G_0} \text{ km}.$$

Der Größtwert von G folgt für jede Höhe aus einer Aufzeichnung von \mathfrak{X} für das ganze Flugzeug über Y , wenn man unter \mathfrak{X} noch die Kurve $\mathfrak{X}^{2/3}$ aufzeichnet. Er entspricht dann demjenigen Punkt der Kurve, in dem eine durch den Ursprung des Koordinatensystems gelegte Tangente die Kurve $\mathfrak{X}^{2/3}$ berührt. Der entsprechende Wert G_0 ist indessen nicht nur für die Beurteilung der Transportleistung des Flugzeugs von hervorragender Bedeutung, sondern steht auch zur Betriebssicherheit in engster Beziehung. Denn die Verminderung des Wertes L durch Ausfall eines Motors verringert auch die Tragfähigkeit in der Bodennähe. Wenn nun das der augenblicklichen Belastung entsprechende Gesamtgewicht des Flugzeugs diese Tragfähigkeit überschreitet, so ist nach Einsetzen der Störung ein Weiterflug überhaupt nicht mehr möglich. Setzt z. B. von m Motoren einer aus, so sinkt die Tragfähigkeit in Bodennähe auf $(1-1/m)^{2/3}$, also

bei	2	3	4	5	6	Motoren
auf	0,63	0,76	0,83	0,86	0,88	ihres Größtwertes.

Soll also bei Ausfall eines Motors eine Notlandung vermieden werden,

¹⁾ Die Gleichung gestattet auch für jede Reishöhe zu berechnen, auf welchen Bruchteil zur Schonung der Motoren ihre Leistung höchstens gedrosselt werden darf:

$$\frac{L}{L_{max}} = \left(\frac{G}{G_0}\right)^{3/2} \cdot \left(1 + \frac{H}{20}\right).$$

so darf die Belastung den hiermit bestimmten Bruchteil des größten Vollgewichtes nicht überschreiten.

Weiterhin steht die Tragfähigkeit jedoch auch noch in engster Beziehung zur Steigfähigkeit. Denn der Anstellwinkel, bei dem sich unabhängig von der Höhe die größte Tragfähigkeit des Flugzeugs ergibt, folgt aus der Bedingung für einen geringsten Aufwand an Vortriebsleistung. Er ist daher auch während des Steigens unveränderlich innezuhalten, um einen möglichst großen Bruchteil der Nutzleistung des Triebwerkes zum Heben des Flugzeuggewichts freizubekommen. Da indessen die Erhaltung der Schwebefähigkeit bei unveränderlichem Anstellwinkel mit wachsender Höhe zunehmende Geschwindigkeit erfordert, steigt die kleinste Vortriebsleistung stetig während des Steigens, und dementsprechend nimmt die verfügbare Steigleistung, also auch die Steiggeschwindigkeit ab. Bezeichnet man mit dem Beiwert g die Luftdichte in der Gipfelhöhe H_g , so läßt sich die Steigzeit in Minuten für unveränderliche Nutzleistung des Triebwerks leicht ableiten als

$$\tau = \frac{G}{N \cdot 4,5 \eta_s} \cdot \int_0^H \frac{dH}{1 - \sqrt{\rho_g/\rho}} \text{ min.}$$

Führt man nun hier wieder die früher abgeleitete Gleichung für die Dichteabnahme der Luft ein und nimmt näherungsweise wieder wie oben den Exponenten der Klammer als Faktor vor das zweite, kleine Glied derselben, so läßt sich das Integral

$$\int_0^H \frac{dH}{1 - \left(\frac{1 - \frac{H_g}{50}}{1 - \frac{H}{50}} \right)^{5/2}} \cong \int_0^H \frac{(20 - H) \cdot dH}{H_g - H}$$

leicht lösen.

$$\int_0^H \frac{20 - H_g + H_g - H}{H_g - H} \cdot dH = - (20 - H_g) \cdot \ln \frac{H_g - H}{H_g} + H.$$

Entwickelt man den Logarithmus in Reihe und bricht beim ersten Glied ab, so ergibt sich einfach

$$\tau = \frac{G}{N} \cdot \frac{1}{4,5 \cdot \eta_s} \cdot 20 \cdot \frac{H}{H_g} \text{ min.}$$

Vergleicht man in Anbetracht der getroffenen Vernachlässigungen diese Formel mit genau berechneten Werten, so ergibt sich schon eine wesentlich bessere Näherung, wenn man statt 20 als Faktor 30 setzt. Bei der Art der logarithmischen Reihe ist in der Tat ein mit H wachsender Fehler in dieser Richtung durch den vorzeitigen Abbruch derselben zu erwarten. Man erhält durch diese Korrektur gewissermaßen eine mittlere Steiggeschwindigkeit. Der zuerst berechnete Wert setzte hingegen deren

Größtwert am Boden als unveränderlich voraus, während wir ja schon vorhin festgestellt haben, daß die Steiggeschwindigkeit mit der Höhe stetig abnehmen muß. Trotz dieser der Zahl nach beschränkten Gültigkeit kommt der Gleichung insofern hervorragende Bedeutung zu, als sie gestattet, beim Entwurf und auf dem Flugplatz den Einfluß von Gewichtsänderungen auf die Steigzeit schnell abzuschätzen. Man braucht zu dem Zweck lediglich die oben für die Tragfähigkeit entwickelte Näherungsgleichung der Gipfelhöhe einzuführen:

$$\tau = \frac{H}{N} \cdot \frac{G_0 \cdot G}{G_0 - G} \cdot \frac{1}{4,5 \cdot \eta_s} \text{ min.}$$

Eine zusätzliche Belastung macht sich danach nicht allein, wie die Gleichung schon ohnedies übersehen ließ, durch eine Vergrößerung des Zählers geltend, sondern in viel höherem Maße durch die Differenzbildung im Nenner. Offenbar ist dieser Einfluß um so beträchtlicher, je näher das Vollgewicht des Flugzeugs seiner höchsten Tragfähigkeit liegt, also je geringer die der Belastung entsprechende Gipfelhöhe ist. Beträgt das Vollgewicht z. B. 80 v. H. der höchsten Tragfähigkeit G_0 , so bringt eine zusätzliche Belastung bis an die durch die Störungswahrscheinlichkeit bedingte obere Grenze des Vollgewichtes für ein 4-Motoren-Flugzeug, also um 3 v. H., nicht nur eine Steigerung des Zählers um ebensoviel, sondern eine Verkleinerung des Nenners im Verhältnis 17 : 20. Die Steigzeit nimmt also um rund 22 v. H. zu. In gleicher Weise macht sich eine Leistungsabnahme der Motoren mit steigender Laufzeit nicht nur in einer Verkleinerung von N im Nenner, sondern viel bedeutsamer durch die entsprechende Abnahme von G_0 geltend.

Die eben entwickelten Beziehungen zwischen Geschwindigkeit, Trag- und Steigfähigkeit gelten, wie bemerkt, ausschließlich für Flugzeuge mit von der Höhe unabhängiger Motorleistung. Bei den Einschränkungen, denen der deutsche Flugzeugbau durch feindlichen Gewaltanspruch zur Zeit unterworfen ist, kommen indessen nicht nur die Flugleistungen von Motorflugzeugen in Betracht, sondern auch von Flugzeugen ohne mechanischen Vortrieb. Diese Leistungen pflegt man unter dem Begriff Segelflug zu erfassen. Hierunter versteht man alle Flugarten, die die Vortriebsleistung dem Wind abzugewinnen suchen. Übertreffende Bedeutung kommt dabei dem statischen Segelflug zu, der nichts anderes ist als ein Gleitflug im aufsteigenden Wind. Zum Schweben ohne Höhenverlust ist dabei eine aufwärtsgerichtete Komponente des Windes von der Größe der Sinkgeschwindigkeit des Flugzeugs erforderlich. An einem Hang von 1 : 6 Steigung genügt ein Wind von 5 m/s, um ein Flugzeug von 5/6 m/s Sinkgeschwindigkeit im Schweben zu erhalten. Ist der Hang steiler oder die Windgeschwindigkeit größer, so kann das Segelflugzeug bei richtiger Führung sogar an Höhe gewinnen, d. h. über die Abflugstelle steigen. Es kommt also bei der Konstruktion von Segelflugzeugen in erster Linie darauf an, die Sinkgeschwindigkeit so klein als möglich zu machen. Es ist dabei gleichgültig, ob die Sinkgeschwindigkeit einem kleineren Gleitwinkel

des Flugzeugs bei großer Geschwindigkeit oder einem größeren Mindestwert des Gleitwinkels bei kleiner Geschwindigkeit entspricht. Primitive Bauarten suchen die kleine Sinkgeschwindigkeit durch Verminderung der Fluggeschwindigkeit mittels sehr großer Flügel zu erreichen. Größere Erfolge sind freilich nur hochentwickelten Flugzeugen beschieden gewesen, bei denen jeder Bauteil sorgfältigst auf kleinsten Widerstand berechnet ist, wenn auch unter Hintansetzung der Forderung geringen Gewichts. Insbesondere sucht man zur Herabsetzung des induzierten Widerstandes die Spannweite der Flügel möglichst groß zu machen. Dabei wachsen dann freilich die Ansprüche an die Festigkeit der Flügel, die man nur wieder mit höheren Holmgewichten erkaufen kann. Bevorzugt erscheint dabei der verspannungslose Eindecker, bei dem eine nach innen zunehmende Flügeltiefe gestattet, den nach dem Rumpf zu stark wachsenden Biegemomenten durch nach innen zunehmende Holmhöhen zu begegnen. Innerhalb gewisser Grenzen läßt sich dabei

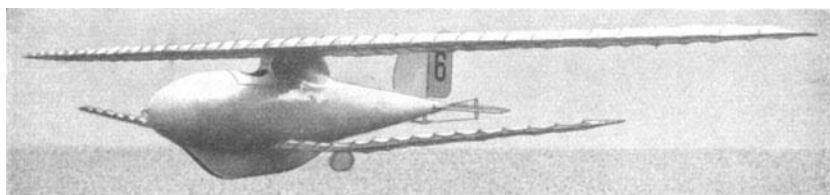


Bild 91. Segelflugzeug nach Entwurf des Verfassers für den Wissenschaftlichen Flugsportverein, Heidelberg, gebaut von der Waggonfabrik Fuchs, Heidelberg-Kirchheim. Der Sperrholzrumpf mit elliptischem Querschnitt läuft in eine wagrechte Kante zur Lagerung des Höhensteuers aus. Der schmale Rückenkiel sichert glatten Windablauf am Kopf des Führers. Die Ausführung als verspannungsloser Doppeldecker läßt durch die geringe Flügeltiefe hohe Festigkeit mit nur einem Kastenholm erreichen, und gestattet mit verhältnismäßig kleinen Seiten- und Höhensteuern auszukommen. Zur Schonung beim seitlichen Kippen am Ende des Auslaufes ist der Unterflügel V-förmig hochgezogen.

eine Verminderung der Flügeltiefe in Rücksicht auf das Gewicht ausgleichen durch Verwendung sehr stark gewölbter Profile (Flügelquerschnitte), die dann wieder die Unterbringung von hohen Holmen mit größeren Widerstandsmomenten erleichtern. Es steht natürlich auch nichts im Wege, sich den geringeren induzierten Widerstand von Mehrdeckern zunutze zu machen. Freilich darf man den Gewinn nicht wieder, wie bei den früheren Motorflugzeugen, durch Zwischenschaltung von Streben und Kabeln zum Ausbau einer brückenartigen Versteifung der Flügel gegeneinander zu schanden machen. Es kommt also höchstens der Ausbau als Zweidecker mit zwei verspannungslosen Flügeln in Frage, der immerhin eine Minderung des induzierten Widerstandes bis zu 15 v. H. gegenüber dem Eindecker gleicher Spannweite verspricht. (Bild 91.) Der Rumpf eines Segelflugzeugs dient ausschließlich der Unterbringung des Führers mit geringstem Widerstand. Werden nicht, wie bei starker Pfeilform, die Flügelenden selbst zur Höhensteuerung herangezogen und die Seitensteuer dort angebaut, so hat er auch Höhen- und Seitensteuer

aufzunehmen. Beim Bau des Rumpfes hat man im wesentlichen mit den zu bequemer Steuerbetätigung erforderlichen Abmessungen des Führersitzes die Hauptspantmaße zu gewinnen, um von da aus dann eine tropfenförmige Ausgestaltung des Rumpfes im Längsschnitt anzustreben (Bild 92).

Im Flugbetrieb kommt dem dynamischen Segelflug neben dem statischen bisher nur ganz untergeordnete Bedeutung zu. Der dynamische Segelflug ist jedoch das eigentliche Ziel des Segelfliegers. Denn der statische Segelflug ist und bleibt natürlich immer an die Windseite von Hängen gebunden. Zwar ist den Flugzeugen dort in bestimmtem Bereich eine Bewegungsmöglichkeit gegeben, soweit eben die Steiggeschwindigkeit des Windes größer ist als die Sinkgeschwindigkeit des

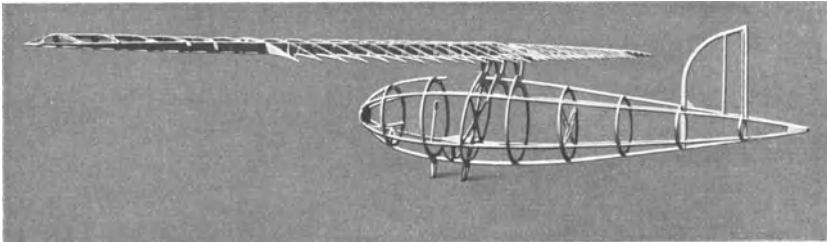


Bild 92. Rohbau des vom Verfasser entworfenen Segelflugzeugs. Der diagonal mit T-förmigen Rippen versteifte Hauptspant ist zur Aufnahme des Landungsstoßes und als Rückenlehne des Führers schräg gelegt. Das angeschlossene Sitzbrett wird durch einen Teils pant vorn gegen die drei unteren Längsholme verstützt. Im nächsten Spant davor ist der Knüppel für Höhen- und Quersteuerung, im übernächsten der Fußhebel fürs Seitensteuer gelagert. Die stark doppelt gekrümmte Haube davor wird aus dünnen Sperrholzstreifen gewickelt, während sonst die in einer Richtung schwache Krümmung einfaches Auftragen von großen Sperrholzplatten als Beplankung gestattet. Die Rippen sind am Flügelende hinter dem Holm abgebrochen, um das Querruder daran anschließen zu können. Die Lagerung des Unterflügels wurde erst nach Bestimmung der Schwerpunktslage durch Wägung hinter dem Hauptspant in Form eines Kastens für den Holm eingefügt.

Flugzeugs. Außerhalb dieses Bereichs verliert das Segelflugzeug jedoch an Höhe, so daß es innerhalb absehbarer Zeit zur Landung gezwungen ist. Dagegen gründet sich der dynamische Segelflug auf die Ausnutzung der inneren Unruhe des Windes, d. h. auf die Schwankungen des Windes nach Größe und vertikaler Richtung. In beiden Fällen, d. h. für die Größen- und Richtungsschwankungen, ergeben sich bei äußerst sachkundiger Führung Auftriebskräfte, die unter günstigsten Umständen hinreichen können, das Gewicht des Flugzeugs aufzunehmen; aber die beiden Schwankungen sind erfahrungsgemäß so unregelmäßig, daß bis jetzt eine Verwirklichung der rechnerisch möglichen Ausnutzung der inneren Energie des Windes nicht gelungen ist. Erst die Verwirklichung dieser Möglichkeit brächte dem Segelflug wirtschaftliche Bedeutung. Denn dann erst käme er für einen Flug über Land unabhängig vom Gelände in Frage. Die Bedeutung der deutschen

Segelflug-Wettbewerbe liegt also nicht, wie irrtümlich oft angenommen wird, in dieser Richtung, sondern in der Weckung und Erhaltung der Teilnahme weiterer Kreise an der Entwicklung einer Technik, in der nach Maßgabe der Erfolge während des Krieges ein dauerndes Ausscheiden Deutschlands undenkbar ist.

12. Flugeigenschaften.

Während die Flugleistungen sich aus den statischen Bedingungen des Gleichgewichts der äußeren Kräfte am Flugzeug ergeben, lassen sich die sog. Flugeigenschaften nur aus dynamischen Betrachtungen bestimmen, die sich mit der Art des Gleichgewichts, d. h. dem Grad seiner Stabilität beschäftigen. Das Flugzeug bietet als ein in jeder Richtung beweglicher und drehbarer Körper das allgemeinste Bewegungsproblem der Mechanik. Die Berechnung der Flugzeugbewegungen erfordert daher den Ansatz von 6 Bewegungsgleichungen, die neben Weg oder Winkel für drei zueinander senkrechte Achsen deren erste und zweite Ableitungen nach der Zeit als Geschwindigkeit und Beschleunigung enthalten. Die Rechnungen vereinfachen sich jedoch dadurch, daß man die Bewegungen nur innerhalb von Zeiträumen zu betrachten hat, in denen eine wesentliche Änderung der Luftdichte und der Erdbeschleunigung durch die Ortsveränderung des Flugzeugs nicht eintritt. Dadurch fallen aus den Bewegungsgleichungen die drei Koordinaten des Standorts und die Richtung des Fluges in der Wagrechten heraus. Durch den Wegfall dieser 4 Veränderlichen führt nun der Ansatz der 6 Bewegungsgleichungen nur noch auf eine Differentialgleichung 8. statt 12. Ordnung, und diese Differentialgleichung zerfällt in 2 Gleichungen 4. Ordnung, solange man die Rechnung auf kleine Bewegungen eines symmetrischen Flugzeugs beschränkt. Denn dann rufen Störungen des Anstellwinkels, der Geschwindigkeit und der Flugrichtung in der Lotrechten immer nur Kräfte wach, die sich zu einer Resultierenden in der Symmetrieebene zusammenfassen lassen und daher eine Lageänderung der Symmetrieebene nicht zur Folge haben können. Andererseits wecken kleine Störungen in der Lage gegenüber dem Kurs, im Kurs selbst und in der Schräglage nur Kräfte, die bei ihrer Zusammenfassung in der Symmetrieebene verschwinden, oder zur Symmetrieebene senkrecht stehen; also eine Bewegung des Flugzeugs innerhalb seiner Symmetrieebene nicht zur Folge haben können. Die 6 Bewegungsgleichungen zerfallen damit in 2 Gruppen, von denen eine die Bewegungen des Flugzeugs in seiner Symmetrieebene, die andere die Bewegungen der Symmetrieebene selbst umfaßt. Zur Kennzeichnung der Bewegung bei unveränderlicher Lage der Symmetrieebene wählt man zweckmäßig den Anstellwinkel, den Winkel der Flugrichtung gegenüber der Wagrechten, sowie die Größe der Fluggeschwindigkeit. Zur Beschreibung der Bewegungen der Symmetrieebene selbst: Drehungen des Flugzeugs um seine Lot- und seine Längsachse und die Winkelgeschwindigkeit seiner Kursänderung. Die Elimination dieser Veränderlichen aus den 3 Bewegungsgleichungen führt jeweils zu einer Gleichung 4. Grades

für den zeitlichen Verlauf, die sich deuten läßt als die Vereinigung zweier Schwingungsgleichungen. Dann läßt sich jede dieser gekoppelten Schwingungen, die natürlich auch zu aperiodischen Bewegungen entarten können, zurückführen auf eine jeweils verschiedene Kombination der gleichen, durch die Störung wachgerufenen Kräfte. Besteht zwischen diesen Kräften stabiles Gleichgewicht, so wird das Flugzeug eine Lagenstörung schnell wieder rückgängig zu machen suchen. Mit abnehmender Stabilität wird die jeweilige Rückkehr in die Gleichgewichtslage immer langsamer erfolgen. Läßt man gleichzeitig durch konstruktive Maßnahmen die dämpfenden Kräfte zunehmen, die sich jeder Lagenänderung entgegenstellen — gleichgültig, in welchem Sinne sie erfolgt, — so werden schließlich die rückführenden (elastischen) Kräfte das Flugzeug nicht mehr schwingungsartig mit hohen Trägheitskräften immer wieder durch die Gleichgewichtslage hindurch, sondern nur noch langsam an diese heranzuführen. Starke Stabilität bei schwacher Dämpfung, die das Flugzeug erst nach vielfachem Durchgang durch die Gleichgewichtslage wieder in diese zurückführt, ist also nicht einmal erwünscht. Ja, es ist sogar meist schwierig, konstruktiv die geringen Grade von Stabilität sicherzustellen, die für die schnellste Beilegung einer Störung in einfacher Bewegung ohne Richtungswechsel sorgen; denn die Dämpfung der Bewegung durch die der Stabilisierung und Steuerung dienenden Hilfsflügel ist an und für sich nur gering.

Im einzelnen lassen sich die gekoppelten Längs- und Querbewegungen kurz darstellen wie folgt:

Besteht um die Querachse, wie unbedingt erforderlich, stabiles Gleichgewicht zwischen den von Haupt- und Hilfsflügeln (Höhensteuer) gelieferten Luftkräften, so führt das Flugzeug bei Störungen des Anstellwinkels, wie sie z. B. durch eine Richtungsänderung des Windes gegenüber der Wagrechten stattfinden, eine kurze stark gedämpfte Dreh-schwingung um die Querachse aus. Diese Schwingung verläuft wesentlich in der Art, als ob das Flugzeug drehbar um seine Querachse im Windkanal gelagert wäre. Da nun beim frei fliegenden Flugzeug keine Lager die durch die Änderungen des Anstellwinkels wachgerufenen Änderungen des Auftriebs aufnehmen, wäre aus diesen Änderungen der vertikalen Kraft auf entsprechende schnelle Änderungen der Höhenlage, also bei zunächst gesteigerten Anstellwinkel auf dessen Verkleinerung durch die Aufwärtsbewegung, zu schließen. Es ist jedoch anzunehmen, daß während der kurzen in Betracht stehenden Zeiten die Änderung des Strömungsbildes, die aus der Änderung des Anstellwinkels folgen müßte, sich gar nicht einstellen wird. Ist nur überhaupt stabiles Gleichgewicht vorhanden, so ist jedesfalls bei der starken Dämpfung durch das Höhensteuer aus dieser Bewegungsart keine Gefahr zu befürchten.

Ungleich empfindlicher gegen den Grad der statischen Längsstabilität ist die zweite Bewegungsart, deren das Flugzeug ohne Lagenänderung seiner Symmetrieebene fähig ist. Sie läßt sich im wesentlichen kennzeichnen als eine Schwankung der Höhenlage des Flugzeugs, die natürlich mit entsprechenden Schwankungen der Geschwindigkeit durch den Umsatz von potentieller in kinetische Energie und umgekehrt ver-

bunden ist. Vernachlässigt man die entsprechenden Änderungen von Schraubenschub und Flugzeugwiderstand, so kann man die Bewegung als eine ungedämpfte elastische Schwingung des Flugzeugschwerpunktes um die Bahn des ungestörten Fluges ansprechen. Setzt man dafür einen unveränderlichen Anstellwinkel, also vollkommene Stabilität um die Querachse, voraus, so ändert sich die Auftriebskraft mit dem Quadrat der Geschwindigkeit, also der Geschwindigkeitshöhe h . Es besteht dann also eine elastische Kraft G/h kg/m, die das Flugzeug immer in die Gleichgewichtslage zurückzubringen sucht. Die Schwingungsdauer folgt daher nach der allgemein gültigen Gleichung in Sekunden zu:

$$T = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{G/h}{G/g}} = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{h}{g}} = \sqrt{2} \cdot \pi \cdot \frac{v}{g} = \frac{V}{8}.$$

In der Tat lassen sich an Flugzeugen derartige Schwingungen mit rund 15–20 Sekunden Dauer nachweisen. Es ist natürlich unerlässlich, für eine ausreichend schnelle Dämpfung dieser Schwingungen zu sorgen.

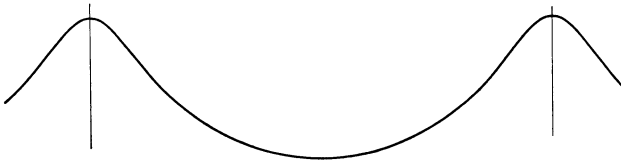


Bild 93. Flugbahn nach einer Störung der Geschwindigkeit für verschwindende dynamische Dämpfung. Da das Flugzeug ebensolang oberhalb wie unterhalb der Bahn des stetigen Fluges verweilt, ist der Berg, der mit verminderter Geschwindigkeit zurückgelegt wird, steil, das Tal, das mit erhöhter Geschwindigkeit durchlaufen wird, jedoch flach.

Die Änderungen des Widerstandes mit der Geschwindigkeit bei unveränderlichem Anstellwinkel sind allein viel zu geringfügig, um eine schnelle Beilegung zu bewirken. Ein hoher Grad statischer Stabilität ist also nicht einmal erwünscht. Vielmehr zeigt sich bei genauer Untersuchung¹⁾, daß es vorteilhaft ist, das Gleichgewicht um die Querachse so schwach stabil zu halten, als unter den wechselnden Betriebsbedingungen zulässig erscheint; denn dann wird die Dämpfung, die ja jeder Lagenänderung um die Querachse widerstrebt, dafür sorgen, daß der Anstellwinkel beim Abstieg des Flugzeugs ins Schwingungstal zunimmt, beim Anstieg zum Schwingungsberg abnimmt (Bild 93). Durch die gleichsinnige Änderung des Auftriebs wird Abstieg und Anstieg verzögert, so daß eine recht schnelle Beilegung der Schwingung zustande kommt. Es dient vielleicht zur besonderen Klarlegung der Begriffe, wenn ich an dieser Stelle nochmals darauf hinweise, daß die statische Stabilität, d. h. die Sicherung des Gleichgewichtes um die Querachse allein keineswegs hinreicht zur dynamischen Stabilisierung. Denn wenn auch immer wieder eine Rückkehr in die Gleichgewichtslage erfolgt, kann ja eine stetige Zunahme der Ausschläge stattfinden, die letzten Endes

¹⁾ Bader: Grundlagen der Flugtechnik, S. 93.

auch zum Sturz führen muß. Es genügt also nicht, das rückführende Moment der Luftkräfte um die Querachse allein zu betrachten, sondern man muß es in Beziehung zum dämpfenden Moment setzen, um seinen Einfluß auf die Schwingung richtig zu beurteilen.

Auch bei den gekoppelten Querbewegungen können wir zwischen einer kurzen und einer langen Schwingungsart unterscheiden. Auch hier bringt wieder die kurze Schwingung keine Gefahr. Es handelt sich dabei im wesentlichen um Schwingungen um die Lotachse, die unter dem Einfluß des Seitensteuers in etwa gleicher Art erfolgen, wie bei einer festgelagerten Windfahne. Bei einer Änderung der Windrichtung in der Wagrechten schwingt das Flugzeug um die Lotachse schnell auf diese ein. Gedämpft wird die Bewegung nur durch den Widerstand des Flügels bzw. der Flügel gegen eine Drehung um die Lotachse. Denn bei jeder Drehung um diese wird die Luftgeschwindigkeit auf der einen Flügelhälfte gesteigert, auf der anderen herabgesetzt, unabhängig davon,

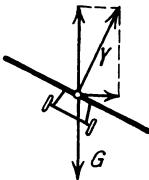


Bild 94. Änderung der Flugrichtung durch Schräglage mittelst der Quersteuerung. Die wagrechte Komponente des Auftriebs bewirkt als Zentripetalkraft die Richtungsänderung.

ob es sich um eine Drehung bei unveränderlicher Bewegungsrichtung des Schwerpunktes handelt, wie hier für die kurze Drehungsschwingung angenommen wird, oder um eine kreisförmige Bewegung des Schwerpunktes selbst mit angenähert unveränderlicher Lage des Seitensteuers zur Bewegungsrichtung. In diesem Fall spielt die Geschwindigkeitsänderung durch ihren Einfluß auf den Auftrieb freilich eine erheblich größere Rolle, die leicht verhängnisvoll werden kann. Es handelt sich dabei um die zweite Art der Querbewegung, die sich wesentlich als eine stetige Zunahme von Störungen der seitlichen Lage der Flügel

kennzeichnen läßt. Jede Schräglage hat zur Folge, daß die der seitlichen Neigung der Auftriebskraft entsprechende wagrechte Komponente derselben das Flugzeug in eine Kurve zwingt (Bild 94). Durch die aus der Geschwindigkeitsänderung folgende Zunahme des Auftriebs auf der äußeren und Abnahme auf der inneren Flügelhälfte wird die seitliche Neigung der Flügel stetig vergrößert, so daß, falls der Führer nicht eingreift, das Flugzeug in immer engere Kurven gerät und die als „Korkzieher“ bekannte spiralförmig sich nach unten verengende Flugbahn schließlich mit einem Absturz über den Flügel endet. Beim Sturz richtet natürlich das Seitensteuer die Längsachse lotrecht, so daß der Führer das Flugzeug dann wieder mit dem Höhensteuer aufrichten kann. Unter normalen Flugverhältnissen legt sich ein Flugzeug nach 12–25 Sekunden unter 45° , wenn die Anfangsstörung etwa 6° beträgt, d. h. die eine Flügelspitze um $\frac{1}{10}$ der Spannweite unter der anderen liegt. Die geringe Geschwindigkeit dieser Bewegung, die dem Führer noch immer erlaubt, rechtzeitig einzugreifen, ist auf das starke Dämpfungsmoment zurückzuführen, das sich bei normalen Anstellwinkeln jeder Drehung des Flugzeugs um die Längsachse widersetzt. Denn eine Winkelgeschwindigkeit um die Längsachse bringt ein Anwachsen des

wirksamen Anstellwinkels auf der einen und eine Abnahme auf der anderen Flügelhälfte mit sich, so daß erhebliche Kräfte an großen Hebelarmen durch die Drehung zustande kommen. Wird hingegen durch Überlastung oder Überziehen der Anstellwinkel überschritten, der dem Maximum der Auftriebszahl zugeordnet ist, so erfährt die abwärtsbewegte Flügelhälfte bei einer Drehung keine Steigerung ihres Auftriebs mehr, so daß das aus den Geschwindigkeitsunterschieden folgende Moment das Flugzeug ungedämpft in kürzester Frist über den Flügel stürzt. Bei nicht allzu rohem Steuereingriff kündigt sich diese Gefahr freilich schon durch eine deutlich wahrnehmbare Unstetigkeit der seitlichen Lage entsprechend der Annäherung des Anstellwinkels an das Auftriebsmaximum an. Diese großen Anstellwinkel bedeuten eine besondere Gefahr, als der daraus folgende senkrechte Absturz nicht mehr drehungsfrei verläuft, sondern mit einer dem jeweiligen mittleren Anstellwinkel zugeordneten Winkelgeschwindigkeit um die dann lotrechte Längsachse. In der Fliegersprache wird dieser Vorgang mit Trudeln bezeichnet. Er beruht darauf, daß nach Überschreiten des Maximums die Auftriebszahl abnimmt. Daher erfährt bei einer kleinen Drehung des Flugzeugs um die Längsachse die eine Flügelhälfte, der eigentlich eine Zunahme des Auftriebs zukäme, eine Verminderung der Auftriebskraft, so daß dann die gesteigerte Kraft an der anderen Flügelhälfte dem Flügel eine stetige Winkelgeschwindigkeit erteilt. Die große Winkelgeschwindigkeit macht die Quersteuer nahezu wirkungslos. Nur zunächst keineswegs naheliegende Betätigungen der anderen Steuer können das Flugzeug aus seiner Notlage herausführen. Alle diese Bewegungen sind zumal bei großen Störungen rechnerisch nur schwer — überwiegend nur der Art, nicht der Zahl nach — zu erfassen, so daß hier ein weites Feld für die Forschung mit Modellen gegeben ist.

Die Gesetze für die Gestaltung von dynamisch ähnlichen Modellen lassen sich ganz einfach dahin zusammenfassen, daß die geometrische Ähnlichkeit des Modells auf die Trägheitshalbmesser der 3 Hauptachsen und die Geschwindigkeitshöhe, welche der Fluggeschwindigkeit entspricht, ausgedehnt werden muß¹⁾. Völlig andere Modelle sind erforderlich, um in kleinem Maßstab die Festigkeit eines Flugzeugs durch Belastung und Messung feststellen zu können. Derartige Untersuchungen lassen die außerordentlich kostspieligen Bruchbelastungen ganzer Flugzeuge vermeiden und gewinnen besondere Bedeutung für die Erforschung der dynamischen Beanspruchungen, wie sie unausgeglichene Massenkräfte von Motor und Schraube oder periodische Luftkräfte hervorrufen. Freilich werden in diesem Fall ganz besonders hohe Anforderungen an die mechanisch ähnliche Ausführung des Modells gestellt; aber immerhin dürften die Kosten für solche Modelle doch nur einen kleinen Bruchteil der Ausgaben betragen, die eine Untersuchung im großen mit sich brächte.

¹⁾ Bader, Theorie der Flugzeugmodelle. ZFM 1917, S. 138.

Die Stabilität der Flugzeuge. Einführung in die dynamische Stabilität der Flugzeuge. Von Professor **G. H. Bryan**, North Wales. Aus dem Englischen übertragen von Dipl.-Ing. **H. G. Bader**, Dresden. Mit 40 Textfiguren. 1914.
6 Goldmark / 1.45 Dollar

Flugzeugstatik. Von Dipl.-Ing. **Aloys van Gries**. Mit 207 Textfiguren. 1921.
15 Goldmark / 3.60 Dollar

Fluglehre. Vorträge über Theorie und Berechnung der Flugzeuge in elementarer Darstellung. Von Dr. **Richard von Mises**, Professor an der Universität Berlin. Zweite, durchgesehene Auflage. Mit 113 Textabbildungen. 1922.
5 Goldmark / 1.20 Dollar

Hydro- und Aerodynamik. Vorträge aus dem Gebiete der Hydro- und Aerodynamik, Innsbruck 1922. Herausgegeben von **T. Levi-Civita** und **Th. v. Kármán**, Professor am Aerodynamischen Institut der Technischen Hochschule zu Aachen. Mit vielen Textabbildungen. Erscheint Anfang 1924.

Der Schraubenpropeller. Eine Darstellung seiner Entwicklung nach dem Inhalt der deutschen, amerikanischen und englischen Patentliteratur. Von Patentanwalt Dr.-Ing. **Richard Geißler**. Mit 178 Textfiguren. 1918.
2.40 Goldmark / 0.65 Dollar

Strömungsenergie und mechanische Arbeit. Beiträge zur abstrakten Dynamik und ihre Anwendung auf Schiffspropeller, schnelllaufende Pumpen und Turbinen, Schiffswiderstand, Schiffssegel, Windturbinen, Trag- und Schlagflügel und Luftwiderstand von Geschossen. Von **Paul Wagner**, Obergeringieur in Berlin. Mit 151 Textfiguren. 1914.
Gebunden 10 Goldmark / Gebunden 2.40 Dollar

Die Berechnung der Drehschwingungen und ihre Anwendung im Maschinenbau. Von **Heinrich Holzer**, Obergeringieur der Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg. Mit vielen praktischen Beispielen und 48 Textfiguren. 1921.
6 Goldmark; gebunden 7.50 Goldmark / 1.50 Dollar; gebunden 1.80 Dollar

Technische Schwingungslehre. Ein Handbuch für Ingenieure, Physiker und Mathematiker bei der Untersuchung der in der Technik angewendeten periodischen Vorgänge. Von Dipl.-Ing. Dr. **Wilhelm Hort**, Obergeringieur bei der Turbinenfabrik der AEG., Privatdozent an der Technischen Hochschule in Berlin. Zweite, völlig umgearbeitete Auflage. Mit 423 Textfiguren. 1922.
Gebunden 20 Goldmark / Gebunden 4.80 Dollar

Grundzüge der technischen Schwingungslehre. Von Professor Dr.-Ing. **Otto Föppl**, Braunschweig, Technische Hochschule. Mit 106 Abbildungen im Text. 1923.
4 Goldmark; gebunden 4.80 Goldmark / 0.95 Dollar; gebunden 1.15 Dollar

Einführung in die Mechanik mit einfachen Beispielen aus der Flugtechnik. Von Professor Dr. **Theodor Pöschl** in Prag. Mit 102 Textabbildungen. 1917. 3.80 Goldmark / 0.90 Dollar

Lehrbuch der technischen Mechanik für Ingenieure und Studierende. Zum Gebrauche bei Vorlesungen an Technischen Hochschulen und zum Selbststudium. Von Professor Dr.-Ing. **Theodor Pöschl** in Prag. Mit 206 Abbildungen. 1923. 6 Goldmark; gebunden 7.25 Goldmark / 1.45 Dollar; gebunden 1.75 Dollar

Ed. Autenrieth, Technische Mechanik. Ein Lehrbuch der Statik und Dynamik für Ingenieure. Neu bearbeitet von Dr.-Ing. **Max Ensslin** in Eßlingen. Dritte, verbesserte Auflage. Mit 295 Textabbildungen. 1922. Gebunden 15 Goldmark / Gebunden 3.60 Dollar

Luftfahrt und Wissenschaft. In freier Folge herausgegeben von **Joseph Sticker**. Erstes Heft: **Luftfahrtrecht.** Von Professor **Josef Kohler**. 1912. 1.20 Goldmark / 0.30 Dollar

Zweites Heft: **Experimentelle Untersuchungen aus dem Grenzgebiet zwischen drahtloser Telegraphie und Lufterlektrizität.** Von Privatdozent Dr. **M. Dieckmann** (München). 1. Teil: Die Empfangsstörung. Mit 56 Abbildungen. 1912. 3 Goldmark / 0.75 Dollar

Drittes Heft: **Zur Physiologie und Hygiene der Luftfahrt.** Von Prof. Dr. med. **N. Zuntz** (Berlin). Mit 11 Textfiguren. 1912. 2 Goldmark / 0.50 Dollar

Viertes Heft: **Stoffdehnung und Formänderung der Hülle von Prall-Luftschiffen.** Untersuchungen im Luftschiffbau der Siemens-Schuckert-Werke. Von Dr.-Ing. **Rudolf Haas** (Berlin) und Privatdozent Dipl. Schiffbauingenieur **Alexander Dietzius** (Berlin). Mit 138 Textfiguren. 1913. 6 Goldmark / 1.45 Dollar

Fünftes Heft: **Die Erforschung des tropischen Luftozeans in Niederländisch-Ost-Indien.** Von Dr. **W. van Bemmelen** (Batavia). Mit 13 Textfiguren. 1913. 2.40 Goldmark / 0.60 Dollar

Sechstes Heft: **Versuche an Doppeldeckern zur Bestimmung ihrer Eigengeschwindigkeit und Flugwinkel.** Von Dr.-Ing. **Wilhelm Hoff** (Berlin-Adlershof). Mit 32 Abbildungen. 1913. 4 Goldmark / 1 Dollar

Siebentes Heft: **Tafeln zur astronomischen Ortsbestimmung.** Von Dr. **A. Kohlschütter** (Pasadena, Cal.). Mit einer Sternkarte. 1913. Gebunden 8 Goldmark / Gebunden 1.95 Dollar

Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik (Luftfahrt).

Erster Band: 1912—1913. In 2 Lieferungen. Je 5 Goldmark / 1.20 Dollar

Zweiter Band: 1913—1914. In 3 Lieferungen.

1. und 2. Lieferung je 5 Goldmark / 1.20 Dollar. 3. Lieferung 3.60 Goldmark 0.85 Dollar

Dritter Band: 1914.

1. Lieferung 6 Goldmark / 1.45 Dollar. 2. Lieferung 1915. 5 Goldmark / 1.20 Dollar

Vierter Band: 1916. Sonderheft: **Reißner-Schwerin**, Die Festigkeitsberechnung der Flugzeugholme. 6 Goldmark / 1.45 Dollar

Fünfter Band: 1. Lieferung. Ordentliche Mitglieder-Versammlung 1918. Mit 24 Textabbildungen. 1920. 3 Goldmark / 0.75 Dollar
