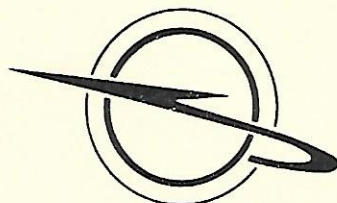


FORSCHUNGSZENTRUM DER LUFTFAHRTINDUSTRIE

Vorträge und Abhandlungen Nr. 3



Prof. Dr.-Ing. Georg Backhaus

Einführung in Probleme der aerodynamischen Flugzeuggestaltung

Vortragsreihe der Kammer der Technik

Einführung in Probleme des Flugzeug- und Triebwerkbaus

Als Manuskript gedruckt

Mit der Herausgabe beauftragt:

ZENTRALSTELLE FÜR LITERATUR UND LEHRMITTEL

Dresden 1959

Als Manuskript gedruckt
1958, 1959

Nachdruck, Reproduktion und Nachbildung
– auch auszugsweise –
nur mit Genehmigung des Verfassers und
der Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel
im Forschungszentrum der Luftfahrtindustrie
Dresden N 2 – Postschließfach 40

Inhaltsverzeichnis

	Seite
Einleitung	1
I. Aerodynamische Gestaltung von Verkehrsflugzeugen im Unterschallbereich	3
1. Flächenbelastung	6
2. Aerodynamische Formgebung	18
2.1 Induzierter Widerstand	18
2.2 Reibungswiderstand	19
2.3 Druckwiderstand	25
2.4 Reisegeschwindigkeit und Reishöhe	33
3. Antriebsarten und ihre Anwendungsbereiche	35
4. Probleme der Stabilität und Steuerbarkeit	38
II. Probleme des Überschallflugs	44
1. Schallmauer	45
2. Wärmemauer	51
Schlußbemerkungen	53
+	
Vortragsreihe der Kammer der Technik 1957 u. 1958	55
+	
Bild-Verzeichnis	56
+	

In der kurzen Zeit seines Bestehens hat das Flugzeug eine Entwicklung erfahren, deren Ausmaß offensichtlich wird, wenn man ein Flugzeug aus den Anfangstagen der Fliegerei mit einem heutigen modernen Verkehrsflugzeug vergleicht. Zu dieser Entwicklung haben viele Bereiche der Wissenschaft und Technik ihren Beitrag geliefert. Insbesondere haben die fortschreitenden Erkenntnisse auf dem Gebiet der Aerodynamik die Entwicklung stark gefördert, und sie sind auch heute noch dabei, das Gesicht des Flugzeugs tiefgreifend zu verändern.

Die Aufgaben, die seitens der Aerodynamik bei der Neuentwicklung eines Flugzeugs zu lösen sind, lassen sich etwa in Form folgender Frage zusammenfassen:

"Wie muß das Flugzeug aussehen, damit es sowohl die geforderten Leistungen als auch die Anforderungen an die Flugeigenschaften mit einem Minimum an Gewichts- und Leistungsaufwand erfüllt?"

Aus dieser Frage geht bereits hervor, daß bei der aerodynamischen Gestaltung des Flugzeugs gleichzeitig konstruktive und festigkeitsmäßige Gesichtspunkte zu berücksichtigen sind und auch die Frage nach der günstigsten Art des Flugzeugantriebs untersucht werden muß.

Es soll im folgenden versucht werden, über die aerodynamischen Probleme der Flugzeuggestaltung einen Überblick zu geben, der jedoch keinen Anspruch auf Vollständigkeit erheben kann, da nur die wichtigsten Probleme behandelt und vor allen Dingen Fragen des Flugzeugwiderstands in den Vordergrund gestellt werden, während Fragen der Stabilität und Steuerbarkeit nur kurz gestreift werden sollen.

Soweit die angeschnittenen Probleme nicht allgemeinen Charakter tragen, sollen sie unter dem Gesichtspunkt ihrer Bedeutung für die Entwicklung des Verkehrsflugzeugs behandelt werden, da das Verkehrsflugzeug vornehmste Aufgabe und Hauptziel jeder Flugzeugentwicklung ist.

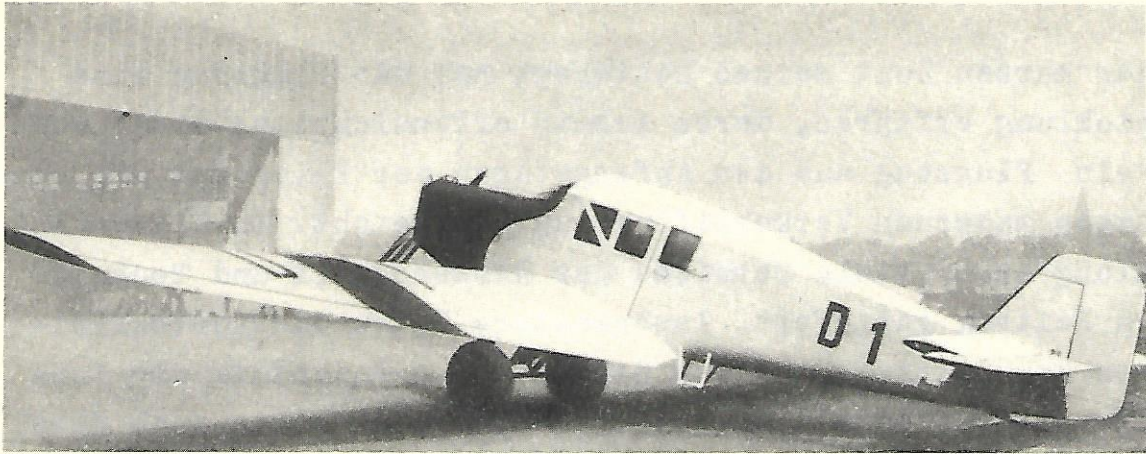


Bild 1. Verkehrsflugzeug Junkers F 13
(aus Junkers-Nachrichten H. 9/1936)

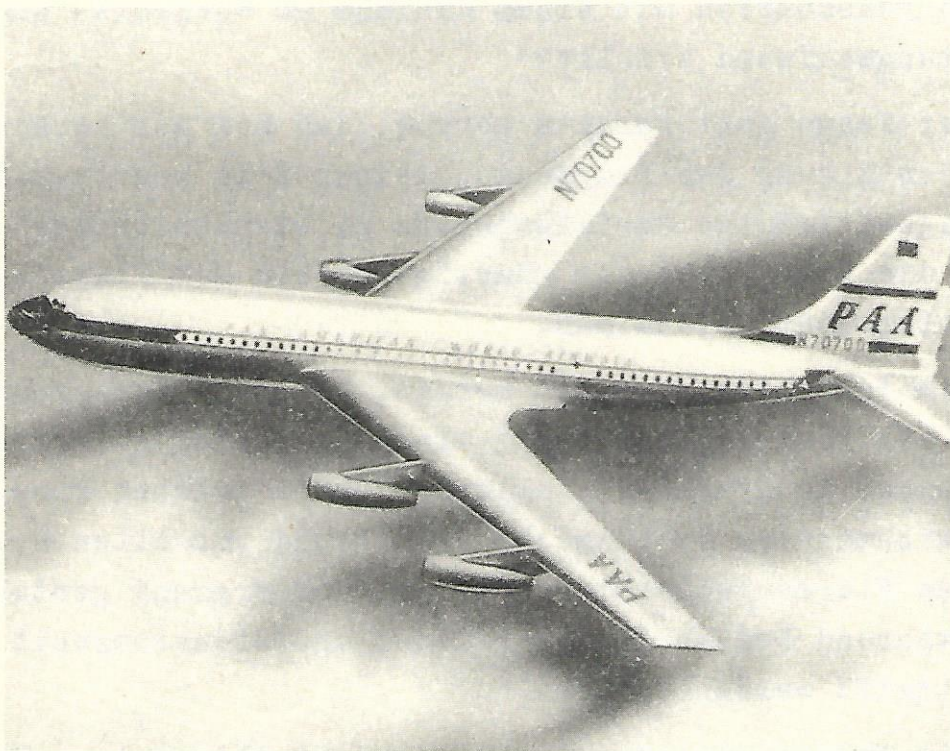


Bild 2. Verkehrsflugzeug Boeing B 707
(aus "Der Flieger" Nr. 13/1955)

I. Aerodynamische Gestaltung von Verkehrsflugzeugen im Unterschallbereich

Die Entwicklung der Verkehrsluftfahrt vollzog sich bis zum heutigen Tage in dem Geschwindigkeitsbereich, der unterhalb der Schallgeschwindigkeit in Luft liegt. Die Entwicklung der aerodynamischen Gestaltung von Flugzeugen, die mit Geschwindigkeiten kleiner als der Schall fliegen, ist daher von besonderem Interesse.

Zwei charakteristische Vertreter dieser Entwicklung zeigen die ersten beiden Bilder. In Bild 1 sieht man das Junkers-Flugzeug F 13, das als das erste Verkehrsflugzeug der Welt bezeichnet werden kann und das bahnbrechend war für die weitere Entwicklung der Verkehrsflugzeuge.

Mit der F 13 wurde im Jahre 1919 die erste Deutsche Musterprüfung durchgeführt. Das Flugzeug erhielt die Zulassungs-Nr. D 1 (s. Bild). Die F 13 wies erstmalig die Merkmale auf, die zur Entwicklung des modernen Verkehrsflugzeugs geführt haben, nämlich

die geschlossene Passagierkabine und
den freitragenden Flügel ohne äußere Verstrebungen.

Das zweite Bild zeigt das neueste Verkehrsflugzeug der Firma Boeing, die B 707, die, wie auch andere Flugzeuge dieser Art, als Schlußstein der bisherigen Entwicklung gelten kann. Das Flugzeug B 707 stellt gegenüber der F 13 einen gewaltigen Fortschritt im Hinblick auf Größe, Geschwindigkeit und Reichweite dar.

Die dazwischenliegende Entwicklung mag im Überblick aus einer Zahlentafel (Bild 3) ersichtlich werden, die für einige typische und bekannte Flugzeuge die wichtigsten Daten aufführt.

Die ersten vier Spalten der Zahlentafel enthalten die Daten von Flugzeugen mit Kolben-Motor und Luftschraube.

Jahr Type	1923 F 13	1932 Ju 52/3	1946 DC - 4	1956 Super-Star Constel- lation	1957			1958 B 707	1975 Boeing
					Electra	IL - 18	Tu 104A		
Triebwerk	Kolbenmotor mit Luftschraube								
Leistung	PS kp	310 PS 3x660 PS	4x1470 PS	4x3450 PS	PTL 4x3750 PS	PTL 4x4500 PS	TL 2x9500 kp	TL 4x7260 kp	
Fluggewicht	kg	2700	28800	70800	51300	58000	74500	134000	
Flügelfläche	m ²	43	135	172	121	133	174,4	269	
Flächen- belastung	$\frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$	62,7	213	412	425	436	427	500	
Passagiere		4	22	87	81	100	70	160	200
Reichweite	km	500	5150	6700	3900	4100	3200	7500	
Reisegeschw.	$\frac{\text{km}}{\text{h}}$	175	370	570	650	650	850	920	2400
Landegeschw.	$\frac{\text{km}}{\text{h}}$	90	140	200	210	180	225	230	

Bild 3. Entwicklung der Leistungsdaten der Verkehrsflugzeuge

In der nächsten Spalte folgen zwei Flugzeuge mit Turbinen-
triebwerk und Luftschraube (PTL), dann die Tu 104A sowie die
eben erwähnte B 707, beide mit Turbinenstrahltriebwerk (TL).
In der letzten Spalte sind Daten eines Boeing-Projekts ange-
geben, das nach Schrifttumsangaben im Jahre 1975 zum Einsatz
kommen soll.

Die Zahlentafel zeigt die außerordentliche Steigerung der
Triebwerkleistung, die bei Flugzeugen mit Luftschraube auf
etwa das 50fache angestiegen ist, die große Erhöhung der Ge-
wichte ebenfalls auf etwa den 50fachen Wert, das starke An-
wachsen der Tragflächenbelastung auf etwa das 7fache und die
Steigerung der Reisegeschwindigkeit auf etwa den 5fachen Wert.

Die Entwicklung der Reisege-
schwindigkeit, die vor allem interessiert, ist
im nächsten Bild noch einmal in Form einer Kurve über der
Zeit aufgetragen.

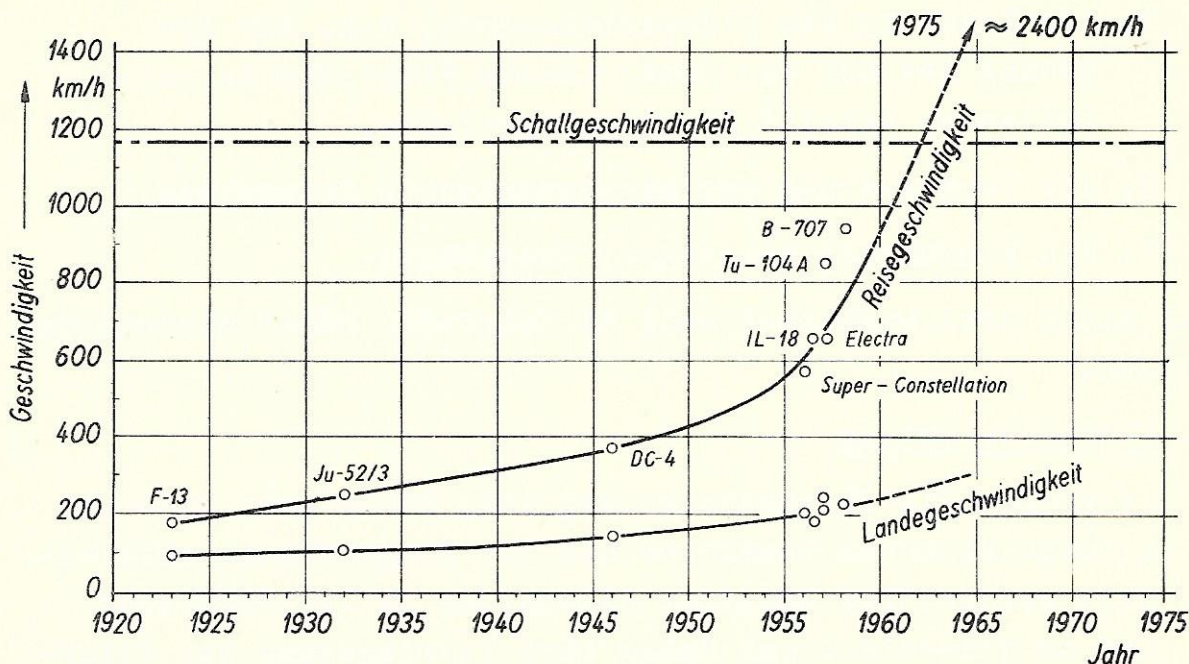


Bild 4. Entwicklung der Reise- und Landegeschwindigkeit der Verkehrsflugzeuge

Bild 4 zeigt die in der vorhergehenden Tabelle angegebenen Flugzeugtypen. Die F 13 steht also am Anfang, die B 707 am Ende der Entwicklung im Unterschallbereich. Der weitere Verlauf der Kurve ist unter der Annahme gezeichnet, daß im

Jahre 1975 mit einer Reisegeschwindigkeit von 2400 km/h zu rechnen ist. Das Durchlaufen der Kurve durch die Schallgeschwindigkeit ist nun nicht so zu verstehen, daß die Geschwindigkeitssteigerung in den nächsten Jahren in genau dieser Weise erfolgen wird, sondern es ist vielmehr damit zu rechnen, daß eine sprunghafte Steigerung der Geschwindigkeit von Unterschall- auf Überschallgeschwindigkeit erfolgt, da der Geschwindigkeitsbereich in der Nähe der Schallgeschwindigkeit aus verschiedenen Gründen vermieden werden muß.

Im gleichen Bild 4 ist auch die Entwicklung der Landegeschwindigkeit eingezeichnet, die weniger erfreulich ist, da sie an die Piloten erhöhte Anforderungen stellt und zu einer Vergrößerung der Flugplätze zwingt.

Die enorme Steigerung der Reisegeschwindigkeit der Verkehrsflugzeuge ermöglichten vor allem folgende drei Maßnahmen:

1. die Erhöhung der Flächenbelastung, d.h. die Erhöhung des auf den Quadratmeter Flügelfläche entfallenden Anteils des Gesamtgewichts,
2. die Verbesserung der aerodynamischen Formgebung,
3. die Einführung neuartiger Triebwerke.

Auf diese drei Maßnahmen soll im folgenden näher eingegangen werden.

1. Flächenbelastung

Je größer die Flächenbelastung ist, desto mehr kann bei gleichbleibendem Gesamtgewicht die Flügelfläche verkleinert werden. Das bedeutet Einsparung an Zellengewicht und an Widerstand und daher auch Verringerung der Triebwerkleistung und des Kraftstoffverbrauchs, d.h., es bedeutet insgesamt eine Erhöhung der Wirtschaftlichkeit.

Die Steigerung der Flächenbelastung kann jedoch nicht beliebig fortgesetzt werden, da sie zur Erhöhung der Start- und Landegeschwindigkeiten und

damit zur Vergrößerung der Flugplatzlängen führt. Eine entscheidende Rolle spielt dabei die Größe des Höchstauftriebs, der mit einem Flügel erreichbar ist. Hierzu einige kurze Erläuterungen.

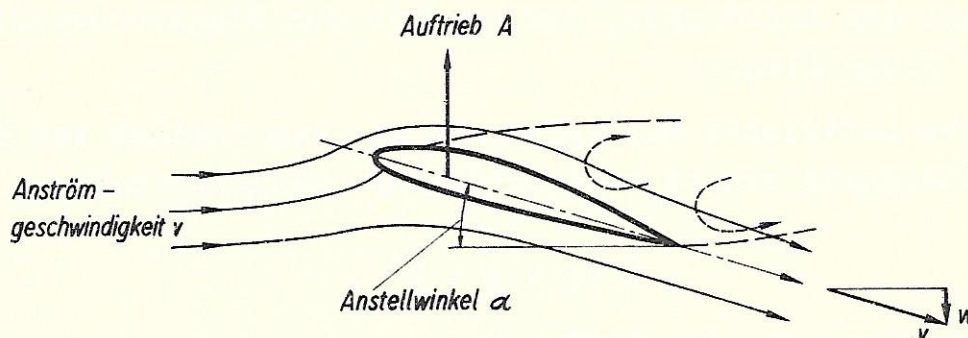


Bild 5. Auftrieb eines Flügels

Bild 5 zeigt den Querschnitt eines Flügels, das sogenannte Flügelprofil. Es hat eine gewisse Anstellung gegenüber der Anströmrichtung, gemessen durch den Anstellwinkel α . Die Umströmung des Profils durch die Luft wird durch einige Stromlinien angedeutet. Durch die Schrägstellung des Flügels wird die vorbeiströmende Luft nach unten abgelenkt und erhält eine Abwärtsgeschwindigkeit w . Nach dem Impulssatz der Strömungslehre entsteht dadurch am Flügel eine Reaktionskraft in entgegengesetzter Richtung: der Flügelauftrieb.

Der Flügelauftrieb wird um so größer, je größer die Abwärtsgeschwindigkeit der Luft und je größer die sekundlich vorbeiströmende abgelenkte Luftmasse ist:

$$A \sim m' \cdot w.$$

Dabei ist die sekundliche Masse m' proportional der Luftdichte ρ , der Fluggeschwindigkeit v und der Flügelfläche F , als Formel geschrieben

$$m' \sim \rho \cdot F \cdot v.$$

Die Abwärtsgeschwindigkeit w ist proportional dem Anstellwinkel α und der Fluggeschwindigkeit v , also

$$w \sim \alpha \cdot v .$$

Insgesamt ist $A \sim \rho \cdot v^2 \cdot F \cdot \alpha$.

Der Auftrieb ist also bei einem bestimmten Anstellwinkel proportional der Luftdichte, dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit und der Flügelfläche.

Die halbe Luftdichte multipliziert mit dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit ergibt bekanntlich den Flugstaudruck q , als Formel

$$q = 1/2 \cdot \rho \cdot v^2 .$$

Man kann daher für den Auftrieb

$$A = c_a \cdot q \cdot F$$

setzen, wobei der Proportionalitätsfaktor c_a , der sogenannte Auftriebsbeiwert, dem Anstellwinkel α proportional ist.

Allgemein gilt also

$$\text{Auftrieb} = \text{Auftriebsbeiwert} \times \text{Flugstaudruck} \times \text{Flügelfläche} .$$

Der Auftrieb A muß gleich dem Flugzeuggewicht G sein, um das Flugzeug tragen zu können. Um bei der Landung kleine Staudrücke, d.h. kleine Landegeschwindigkeiten zu erhalten, muß daher der Beiwert c_a möglichst groß sein. Der Beiwert c_a kann durch Erhöhung des Anstellwinkels des Flügels vergrößert werden, jedoch nur bis zu einem gewissen kritischen Anstellwinkel. Wird dieser kritische Anstellwinkel überschritten, so macht die Strömung die ihr aufgezwungene Umlenkung nicht mehr mit und löst sich vom Flügel ab; sie "reißt ab" (im Bild angedeutet durch die gestrichelten Linien). Eine Erhöhung des Auftriebs tritt dann nicht mehr ein.

Die Umlenkung der Strömung geschieht hauptsächlich im vorderen Bereich des Profils. Infolgedessen konzentriert sich der Auftrieb vor allem auf diesen Bereich, während der hintere Teil des Flügels weniger zum Höchstauftrieb beiträgt. Eine Steigerung des Auftriebs kann nun dadurch erreicht werden, daß man die Luft noch einmal im hinteren Bereich des Flügels umlenkt und damit den Gesamt-

auftrieb gleichmäßiger über die ganze Flügeltiefe verteilt. Das geschieht durch A n b r i n g e n v o n K l a p p e n , die bei Start und Landung ausgeschlagen werden. Im Reiseflug werden sie wieder eingefahren, da dann keine hohen Auftriebswerte erforderlich sind und die ausgeschlagenen Klappen den Widerstand vergrößern würden.

Die folgenden Bilder 6 bis 8 zeigen die wichtigsten Vertreter dieser sogenannten L a n d e h i l f e n .

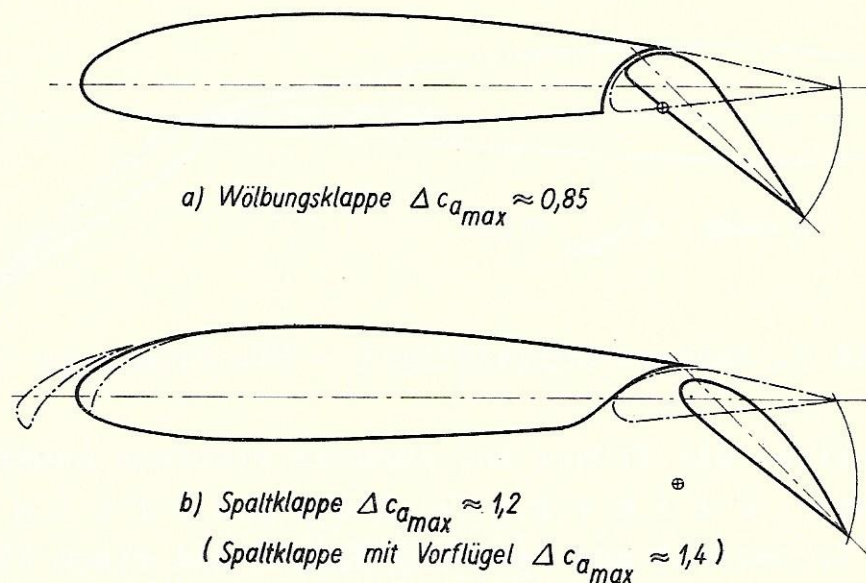


Bild 6. Wölbungsclappe - Spaltclappe

Die einfachste Form der Landehilfen ist die W ö l b u n g s - k l a p p e (Bild 6a), die aus einem gelenkig angeordneten Profilende besteht. Die Erhöhung des Höchstauftriebs wird durch den Wert $\Delta c_{a_{max}}$ angegeben (Die angegebenen Zahlenwerte gelten für ein bestimmtes Profil).

Wesentlich bessere Wirkung hat die S p ä l t k l a p p e (Bild 6b). Bei Ausschlag der Spaltclappe wird ein Spalt freigegeben, der eine Strömung von der Flügelunterseite zur Flügeloberseite ermöglicht. Der auf der Flügeloberseite vorhandenen Grenzschicht - über diesen Begriff wird noch zu sprechen sein - wird dadurch neue Energie zugeführt und ein frühzeitiges Abreißen der Strömung an der Klappenoberseite verhindert. Durch Verwendung eines a u s f a h r b a r e n V o r f l ü g e l s an der Flügel Nase kann auch im vorderen Bereich des

Profils ein Spalt erzeugt werden, der eine Strömungsverbesserung hervorruft und eine weitere Steigerung des Höchstauftriebs bewirkt.

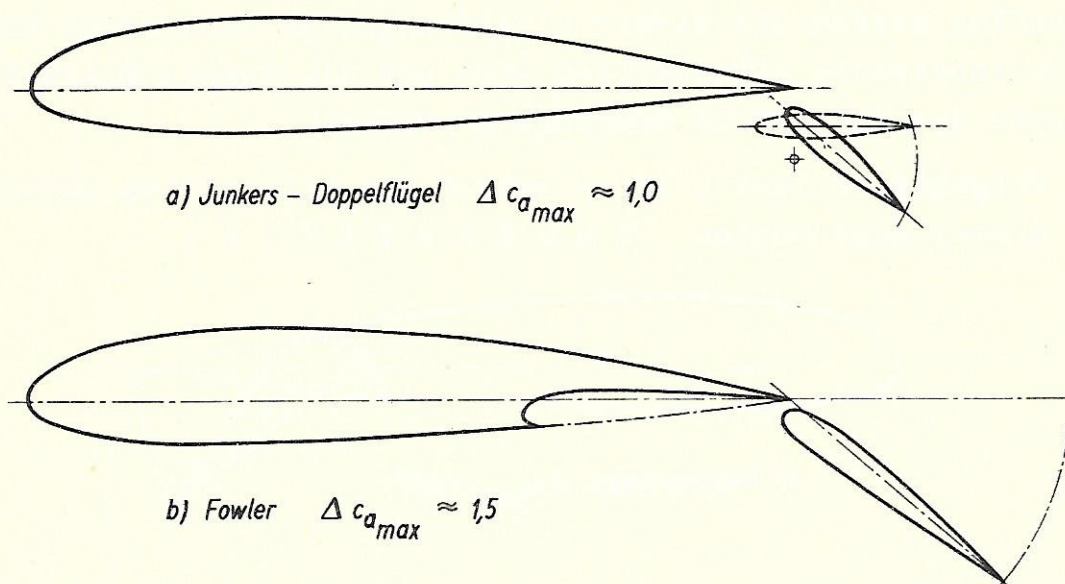


Bild 7. Junkers-Doppelflügel - Fowler-Klappe

Eine Landehilfe, die früher bei Junkers vielfach Anwendung fand, ist der J u n k e r s - D o p p e l f l ü g e l (Bild 7a). Er besteht aus dem Hauptflügel und einem kleinen drehbaren Flügel an der Hinterkante des Hauptflügels. Diese Form der Landehilfe wurde später jedoch wieder verlassen, da sie wirkungsmäßig nicht sehr günstig und außerdem der Doppelflügel der Gefahr der Vereisung ausgesetzt ist.

Bei der sogenannten F o w l e r - K l a p p e (Bild 7b) wird ein Stück der Flügelunterseite nach hinten herausgefahren und gleichzeitig geschwenkt, wobei zwischen Fowler und Hauptflügel ein Spalt entsteht. Der Fowler vereinigt also die günstige Wirkung einer Spaltklappe mit der Wirkung einer Flügelvergrößerung.

In neuerer Zeit findet man an modernen Verkehrsflugzeugen die D o p p e l s p a l t - K l a p p e (Bild 8). Die Doppelspalt-Klappe unterscheidet sich von der einfachen Spaltklappe durch die Anordnung zweier Spalte, die eine erhöhte Wirkung besitzen. Wie man den rechts im Bild gezeigten $c_a - \alpha$ -Kurven für verschiedene Ausschläge der Spaltklappe entnehmen kann, ist die Auftriebsteigerung beträchtlich. Die konstruktive Aus-

führung der Doppelspalt-Klappe ist derartig, daß im eingefahrenen Zustand alle Spalte abgedeckt sind, also ein glattes Profil ohne wesentliche Widerstandserhöhung entsteht.

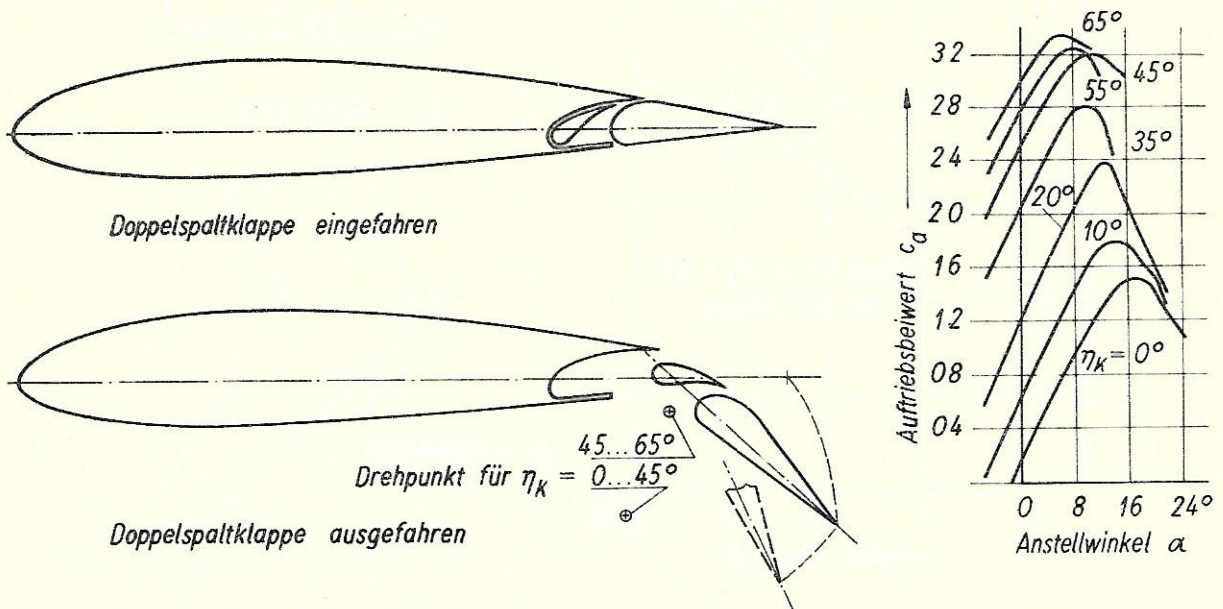


Bild 8. Doppelspaltklappe - Auftriebswert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel (NACA Report Nr. 824)

Die Größe des erreichbaren Auftriebs eines Flügels ist nicht nur durch die Art der Landeklappe bestimmt, sondern hängt auch in starkem Maße von zwei anderen Faktoren ab, nämlich von der relativen Profildicke und der Pfeilung des Flügels.

Bild 9 zeigt den Beiwert des Höchstauftriebs in Abhängigkeit von der relativen Profildicke für einen ungepfeilten Flügel und für einen Pfeilflügel mit 35° Pfeilung. Als Landehilfe ist hier eine Spreizklappe angenommen.

Man erkennt, daß mit zunehmender Profildicke eine Erhöhung des Höchstauftriebs erfolgt. Leider ist - wie später noch gezeigt wird - diese Möglichkeit für schnelle Flugzeuge nicht ausnutzbar. Die Einführung der Pfeilung, wie sie bei schnellen Flugzeugen erforderlich ist, bringt eine erhebliche Verringerung des Höchstauftriebs mit sich. Die wirklich erreichbaren Auftriebsbeiwerte sind etwa 15 Prozent kleiner als die hier

angegeben, da sich die Landehilfen nicht über die gesamte Spannweite des Flügels erstrecken können.

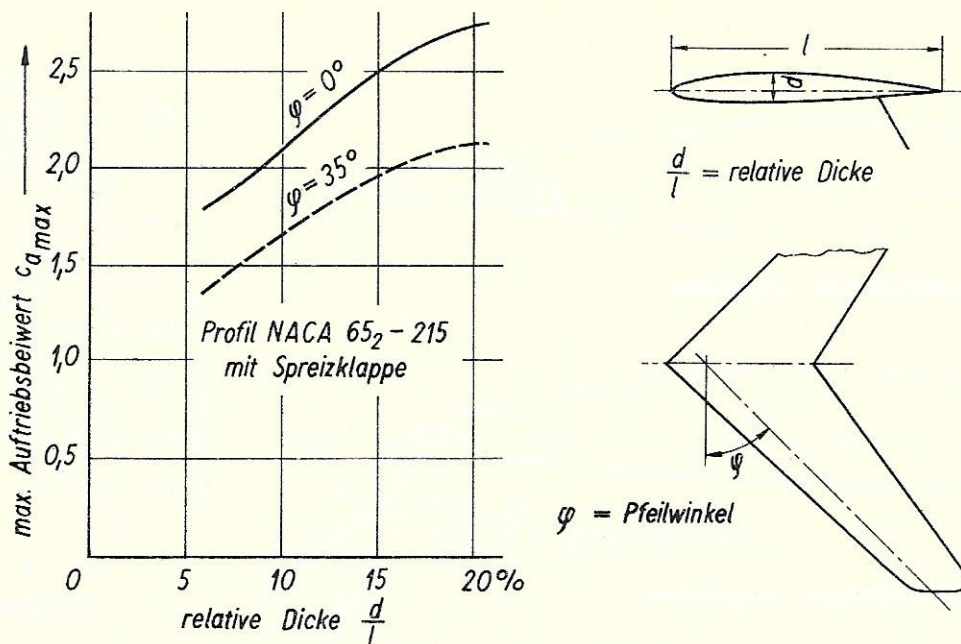


Bild 9. Einfluß von Profildicke und Pfeilung auf den Höchstauftrieb

Es soll nun-gezeigt werden, wie sich der Einfluß der Erhöhung der Flächenbelastung auf Start und Landung bei Verwendung günstiger Landehilfen auswirkt (Bild 10).

In der linken Hälfte des Bilds ist die Größe der Rollstrecke, die ein Flugzeug bis zum Abheben benötigt, in Abhängigkeit von der Flächenbelastung aufgetragen. Die Kurve 1 gilt für ein Flugzeug mit geradem Flügel, Kurve 2 für ein Flugzeug mit Pfeilflügel von 35° . Mit steigender Flächenbelastung ist in beiden Fällen eine erhebliche Zunahme der Rollstrecke festzustellen, die bei modernen Verkehrsflugzeugen die 1000-m-Grenze überschreitet.

Die erforderliche Flugplatzlänge muß nun etwa den doppelten Betrag der Rollstrecke besitzen, um die Forderungen nach Überfliegen der Platzgrenze in gewisser Höhe und die Forderungen hinsichtlich der zur Verfügung stehenden Bremsstrecke bei Abbruch des Starts erfüllen zu können. Man er-

kennt aus dem Bild, daß die erforderlichen Flugplatzlängen bei hohen Flächenbelastungen auf 3 km und mehr anwachsen.

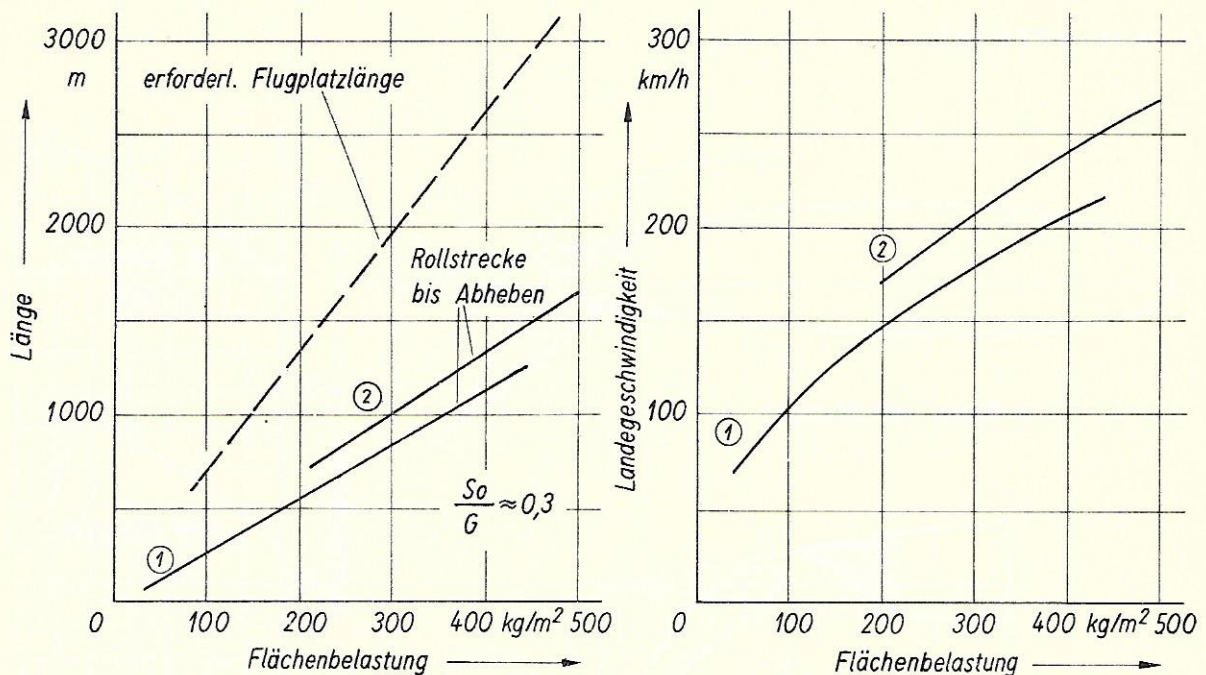


Bild 10. Einfluß der Flächenbelastung auf Start und Landung

1 Flugzeug mit geradem Flügel $c_{a \max} = 2,1$ } bei
 2 Flugzeug mit Pfeilflügel 35° $c_{a \max} = 1,6$ } Landung

In der rechten Hälfte des Bildes sind für die gleichen Fälle die Landegeschwindigkeiten in Abhängigkeit von der Flächenbelastung angegeben. Man sieht, daß auch die Landegeschwindigkeiten bei den höheren Flächenbelastungen unangenehm groß werden und bei heutigen Flugzeugen die Größe von 200 km/h und mehr erreichen.

In dem Bemühen, die Verhältnisse bei Start und Landung günstiger zu gestalten, suchte man nach weiteren Möglichkeiten der Auftriebssteigerung, von denen die beiden nächsten Bilder Beispiele bringen.

Der Auftrieb eines Flügels mit Klappe kann dadurch gesteigert werden, daß man entweder die verzögerte Grenzschicht der Flügeloberseite vor der Klappe absaugt (Bild 11a) oder vor der Klappe Luft mit erhöhter Geschwindigkeit in die Grenzschicht

der Klappenoberseite e i n b l ä s t (Bild 11b). In beiden Fällen wird dadurch ein frühzeitiges Abreißen der Strömung an der Klappenoberseite verhindert und eine Steigerung des Auftriebs erzeugt.

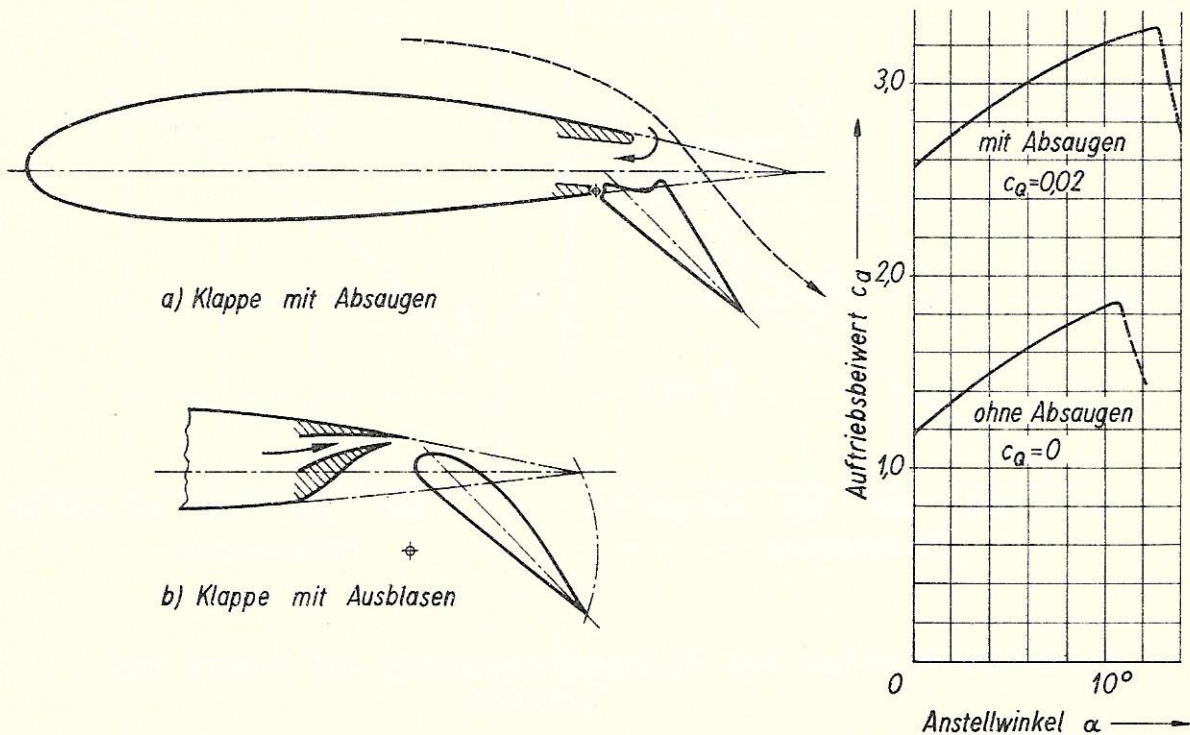


Bild 11. Auftriebsteigerung durch Absaugen und Ausblasen

Die Kurven im rechten Teil des Bilds zeigen die Veränderung des Auftriebsbeiwerts in Abhängigkeit von der Anstellung des Flügels. Die untere Kurve gilt für den Fall ohne Absaugen, die obere Kurve für den Fall mit Absaugen. Die Differenz dieser Kurven stellt die Steigerung des Auftriebs durch Absaugen dar. Die Auftriebsteigerung ist dabei abhängig von der abgesaugten Luftmenge Q , die durch den Beiwert c_Q ausgedrückt wird.

$$c_Q = \frac{Q}{F \cdot v}$$

F beeinflusste Flügelfläche v Fluggeschwindigkeit

Mit dieser Art der Auftriebssteigerung hat man sich in Deutschland besonders in den 40er Jahren sehr beschäftigt. So wurde z.B. ein Flugzeug des Musters Ju 90 mit einer Absaugeanlage

ausgerüstet. Die Luft wurde dabei im Innenbereich des Flügels abgesaugt und im Querruderbereich wieder ausgeblasen. Die gewünschte Auftriebsteigerung wurde durch Flugversuche nachgewiesen.

In neuerer Zeit findet eine andere Form der Auftriebsteigerung, die *S t r a h l k l a p p e* (Bild 12), starke Beachtung, da sie eine Möglichkeit bietet, bei Flugzeugen mit Strahlantrieb den Triebwerkstrahl zur Auftriebsteigerung zu verwenden.

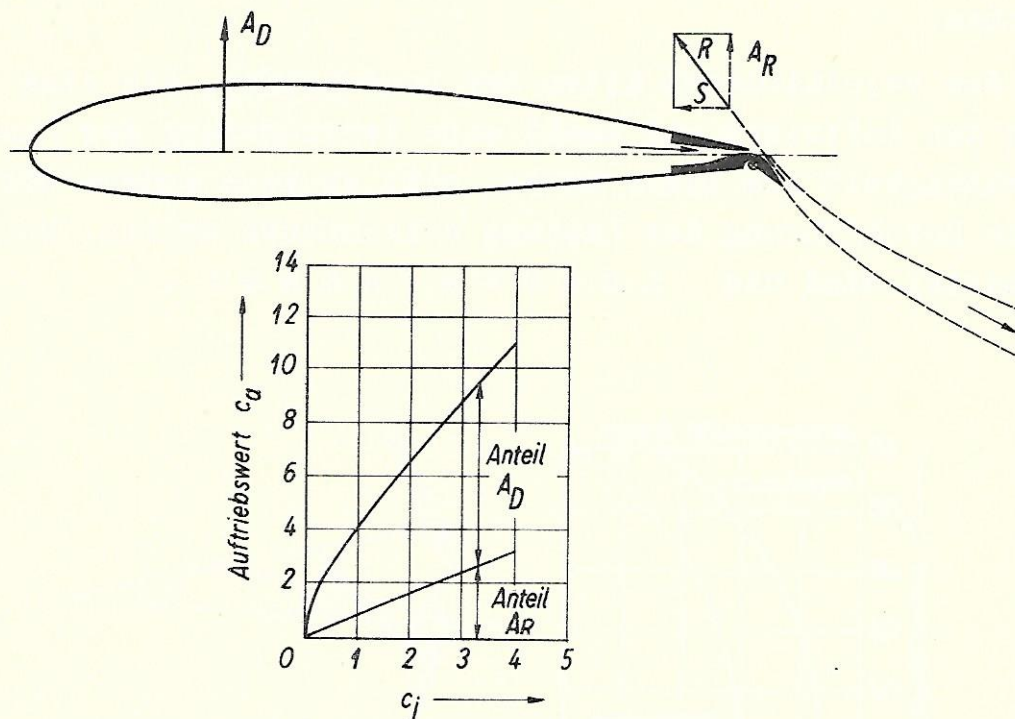


Bild 12. Auftriebsteigerung durch Strahlklappe

Am Flügelende wird ein kräftiger Luftstrahl in nahezu vertikaler Richtung ausgeblasen, wodurch eine außerordentlich große Auftriebserhöhung erzeugt werden kann. Ein Teil dieser Auftriebserhöhung entsteht durch die Reaktionskraft des ausgeblasenen Strahls selbst. Ein zweiter, jedoch größerer Anteil entsteht dadurch, daß der Strahl die Strömung am Flügel in ähnlicher Weise beeinflusst wie eine ausgeschlagene Landeklappe. In den Bezeichnungen des Bildes 12 ergibt sich damit

der Gesamtauftrieb

$$A = A_R + A_D$$

Das Diagramm zeigt die Auftriebsteigerung in Abhängigkeit von der Stärke des Strahls. Dabei dient als Maß c_j für die Stärke des Strahls die Reaktionskraft, bezogen auf Staudruck und Flügelfläche.

$$c_j = \frac{\text{Reaktionskraft}}{\text{Staudruck} \times \text{Flügelfläche}}$$

Wie man sieht, lassen sich c_a -Werte in der Größenordnung 10 erreichen.

Außer den verschiedenen Arten der Landehilfen, die eine Erhöhung des Auftriebs und damit eine Verringerung der Landegeschwindigkeit zum Ziele haben, gibt es noch andere Mittel, die die Durchführung der Landung erleichtern sollen. Solche Hilfsmittel sind die Landebremsen.

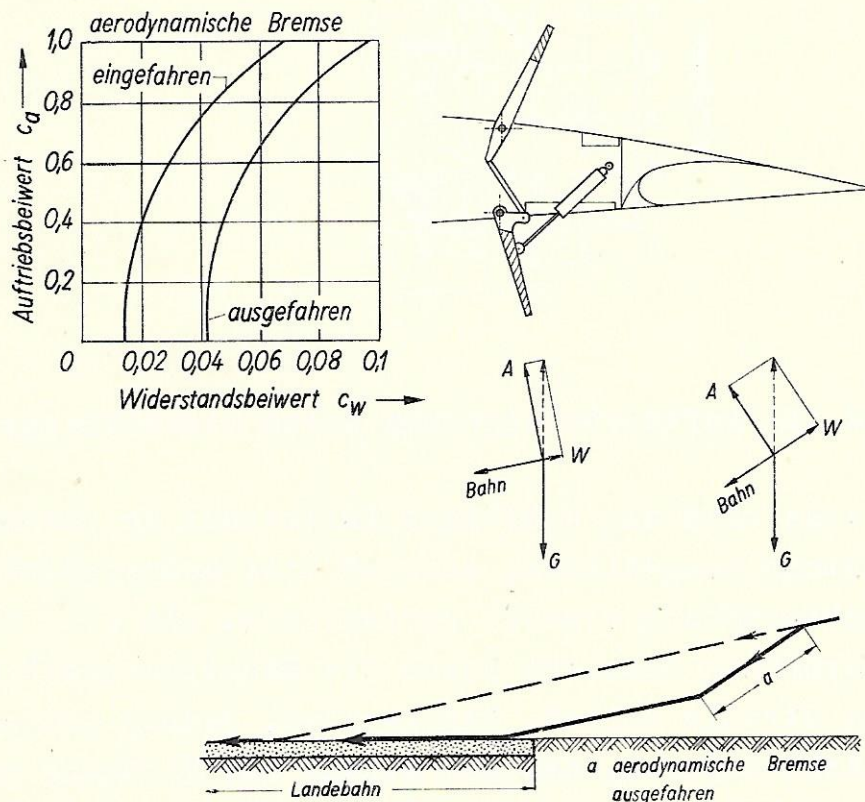


Bild 13. Gleitwinkelregulierung durch aerodynamische Bremse

Bild 13 zeigt eine a e r o d y n a m i s c h e B r e m -
s e , die hier z.B. darin besteht, daß Teile der Flügel-
oberfläche quer zur Strömungsrichtung gestellt werden. Da-
durch entsteht eine beträchtliche Widerstandserhöhung, wie
das aus den angegebenen beiden Flugzeugpolaren ersichtlich
ist.

Diese Widerstandserhöhung bewirkt eine Vergrößerung der
Bahnneigung des Flugzeugs bei gleichbleibender Bahngeschwin-
digkeit; denn die Resultierende von Auftrieb und Widerstand
muß dem nach unten gerichteten Fluggewicht das Gleichgewicht
halten. Wird also der Widerstand vergrößert, so muß bei
gleichbleibendem Auftrieb die Bahn des Flugzeugs - wie aus
Bild 13 erkennbar - stärker geneigt sein. Mit Hilfe der aero-
dynamischen Bremse kann also der Gleitwinkel des Flugzeugs
reguliert werden. Im unteren Teil des Bildes ist angedeutet,
wie dadurch eine Korrektur des Aufsetzpunkts des Flugzeugs
auf der Landebahn ermöglicht wird.

Die Sicherheit der Landung wird weiterhin durch Verkürzung
der Ausrollstrecke erhöht. Das kann außer mit Hilfe der
eben besprochenen aerodynamischen Bremse auch durch U m -
k e h r d e s T r i e b w e r k s c h u b s geschehen.
Bei Flugzeugen mit Luftschraubenantrieb muß zu diesem Zweck
eine entsprechende Verstellung der Luftschraubenblätter
durchgeführt werden. Bei Strahltriebwerken sind besondere
Einrichtungen in Entwicklung, die durch Umkehr der Strahl-
richtung eine Schubumkehr bewirken.

2. Aerodynamische Formgebung

Als zweite Maßnahme zur Geschwindigkeitssteigerung wurde
die Verbesserung der aerodynamischen Formgebung genannt.
Durch diese gelang es, den Flugzeugwiderstand besonders
bei höheren Fluggeschwindigkeiten erheblich zu verringern.

Für den Flugzeugwiderstand gibt es drei Ursachen und dementsprechend unterscheidet man im wesentlichen auch drei Anteile des Widerstands, nämlich

1. den Anteil, der durch den Auftrieb selbst erzeugt wird - "induzierter Widerstand" - ,
2. den Anteil, der von der Reibung der Luft an der Flugzeugoberfläche herrührt - "Reibungswiderstand" - , und
3. den Anteil, der aus der Störung der theoretischen Druckverteilung entsteht - "Druckwiderstand" - .

2.1 Induzierter Widerstand

Durch die Ablenkung der den Flügel umströmenden Luft nach unten entsteht am Flügel, wie schon erwähnt, eine Reaktionskraft. Sie steht senkrecht zu der mittleren Strömungsrichtung zwischen der horizontal anströmenden Luft und der unter einem gewissen Winkel nach unten abströmenden Luft.

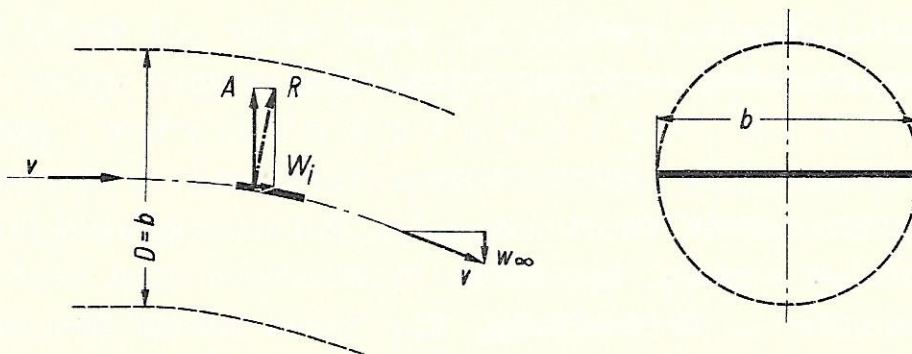


Bild 14. Induzierter Widerstand eines Flügels

Die Reaktionskraft R hat also, wie Bild 14 zeigt, eine gewisse Neigung nach hinten. Die Vertikal-Komponente der Reaktionskraft stellt den Auftrieb A dar, die Horizontal-Komponente einen Widerstand, den sogenannten induzierten Widerstand W_i . Es ist also

$$W_i = \frac{1}{2} \cdot \frac{W_\infty}{v} \cdot A$$

Je kleiner nun bei gleichem Auftrieb die Abwärtsgeschwindigkeit w_{∞} hinter dem Flügel ist, desto kleiner ist auch die Neigung der Reaktionskraft und desto kleiner der Widerstand. Um die Abwärtsgeschwindigkeit bei gleichem Auftrieb klein zu halten, muß die nach unten beschleunigte Luftmasse m' möglichst groß sein, da der Auftrieb gleich dem Produkt $m' \cdot w_{\infty}$ ist. Diese Luftmasse entspricht der Masse, die durch einen Kreisquerschnitt vom Durchmesser der Flügelspannweite b strömt. Es ist

$$A = \rho \cdot v \cdot \frac{\pi}{4} \cdot b^2 \cdot w_{\infty}$$

Die Luftmasse m' ist also proportional dem Quadrat der Spannweite. Der induzierte Widerstand ist demnach

$$W_i = \frac{A^2}{\pi \cdot \rho \cdot b^2}$$

Er ist also umgekehrt proportional dem Quadrat der Spannweite. Man muß daher die Flügelspannweite möglichst groß wählen, wobei die Flügelfläche gleich bleiben kann.

Dem steht jedoch entgegen, daß bei steigender Spannweite das Baugewicht des Flügels steigt, weil die Flügeltiefen und damit die Bauhöhen des Flügels kleiner werden, die Biegemomente jedoch anwachsen. Zwischen diesen einander widersprechenden Forderungen muß eine optimale Lösung gefunden werden. Die Verringerung des induzierten Widerstands ist daher nur in beschränktem Maße möglich.

2.2 Reibungswiderstand

Durch die Reibung der Luft an der Flugzeug-Oberfläche kommen die Luftteilchen dort unmittelbar zur Ruhe. Die etwas weiter entfernten werden ebenfalls etwas verzögert. Es entsteht dadurch in der Nähe der Flugzeugoberfläche eine Schicht mit verringerter Geschwindigkeit, die sogenannte **G r e n z s c h i c h t**.

Die in der Grenzschicht verlorengelassene Energie macht sich als Widerstand bemerkbar. Aus dem Impulssatz ergibt sich

daß dieser Widerstand W_r proportional der Luftdichte ρ , dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit v und der Oberfläche O ist, als Formel

$$W_r \sim \rho \cdot v^2 \cdot O$$

Man kann daher den Widerstand proportional dem Flugstaudruck q und einer Bezugsfläche, für die man die Flügel-
fläche F wählt, setzen. Der Proportionalitätsfaktor ist der Widerstandsbeiwert c_w , also

$$W_r = c_{w_r} \cdot q \cdot F$$

Man unterscheidet zwei Arten Grenzschichten:

die l a m i n a r e Grenzschicht und die t u r b u -
l e n t e Grenzschicht. Während bei der laminaren Grenz-
schicht die Luft in parallelen Schichten strömt, ist, wie
Bild 15 andeutet, in der turbulenten Grenzschicht eine Ver-
wirbelung der Luft vorhanden. Im vorderen Bereich eines um-
strömten Körpers ist die Grenzschicht laminar, im hinteren
Bereich turbulent. Der Ort, an dem der Umschlag von der
einen in die andere Strömungsform stattfindet, wird U m -
s c h l a g p u n k t genannt.

Der Geschwindigkeitsverlauf in der Grenzschicht läßt sich
theoretisch ermitteln. Bei laminarer Grenzschicht wird die
Geschwindigkeit der Außenströmung sehr schnell erreicht,
während bei turbulenter Grenzschicht die ungestörte Ge-
schwindigkeit erst in größerem Abstand von der Wand wieder
vorhanden ist. Unter sonst gleichen Bedingungen ist also
die Dicke der laminaren Grenzschicht wesentlich kleiner als
die Dicke der turbulenten Grenzschicht. Das bedeutet, daß
die sekundliche Menge der abgebremsten Luft und damit der
Widerstand bei laminarer Grenzschicht erheblich niedriger
liegen muß als bei turbulenter.

Der große Unterschied des Widerstandsbeiwerts bei laminarer
und turbulenter Grenzschicht geht aus Bild 16 hervor. Die
Widerstandsbeiwerte sind, wie das Bild zeigt, noch etwas
von der Fluggeschwindigkeit abhängig.

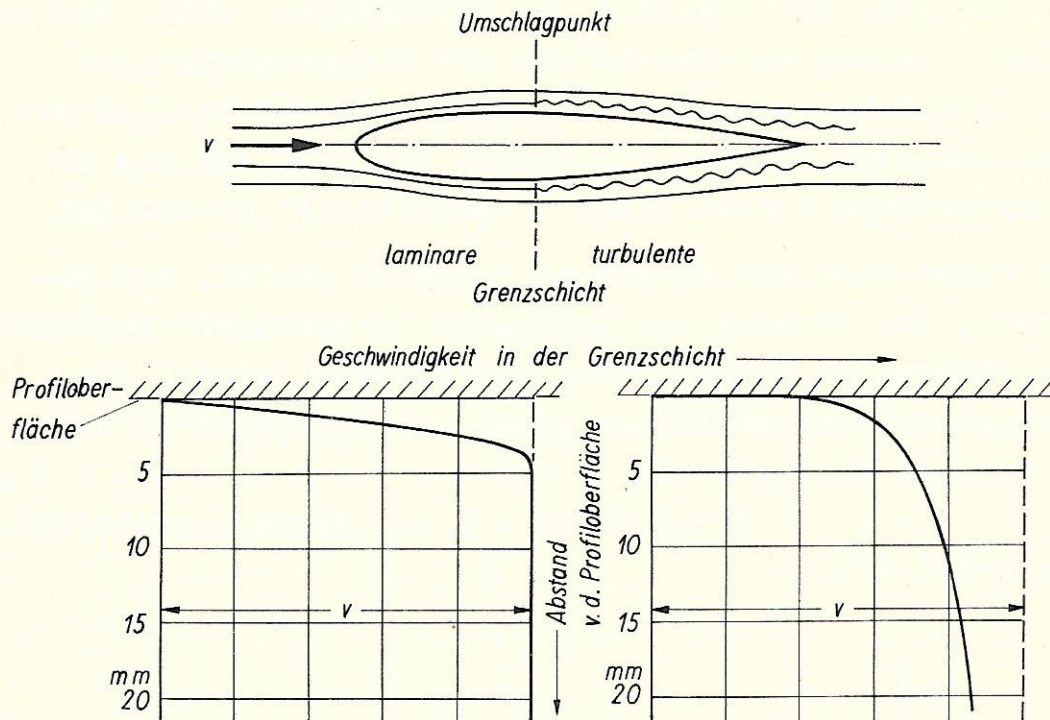


Bild 15. Verlauf der Geschwindigkeit in der laminaren und turbulenten Grenzschicht

(Fluggeschwindigkeit $v = 900 \text{ km/h}$,
Flughöhe $H = 11 \text{ km}$, Flügeltiefe $l = 5 \text{ m}$)

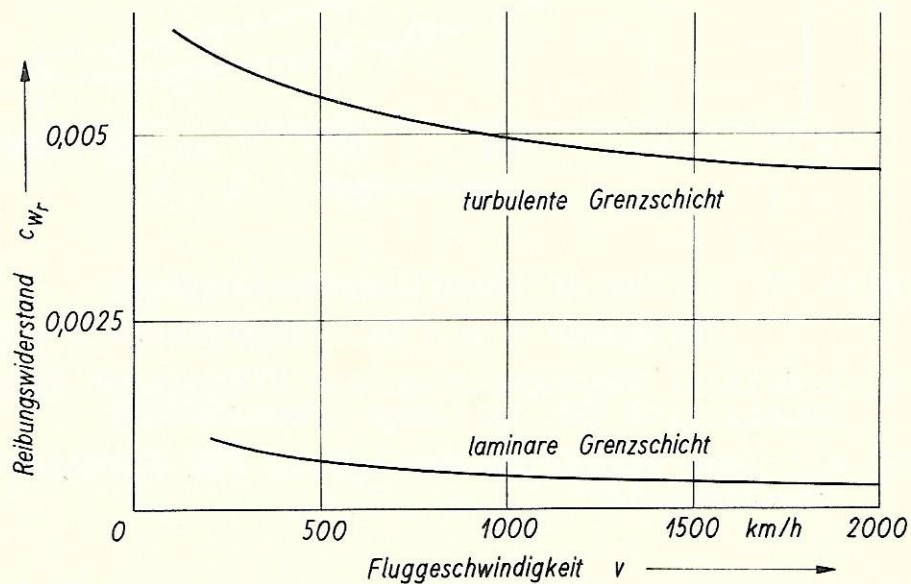


Bild 16. Reibungswiderstand einer Platte

(Flughöhe $H = 11 \text{ km}$, Flügeltiefe $l = 5 \text{ m}$)

Das ergibt sich auf Grund von Ähnlichkeitsbetrachtungen unter Benutzung des Begriffs der Reynoldsschen Zahl. Der Abfall des Widerstandsbeiwerts mit der Fluggeschwindigkeit ist in Wirklichkeit noch etwas größer, da der Einfluß der Kompressibilität und der Aufwärmung der Luft bei den im Bild angegebenen Kurven nicht berücksichtigt worden ist.

Um den Widerstand des Flugzeugs klein zu halten, muß man versuchen, den Bereich der laminaren Grenzschicht möglichst zu vergrößern. Zu diesem Zweck muß zunächst einmal die Flugzeugoberfläche möglichst glatt und störungsfrei sein, d.h., es darf eine gewisse k r i t i s c h e R a u h i g k e i t d e r O b e r f l ä c h e nicht überschritten werden (Bild 17).

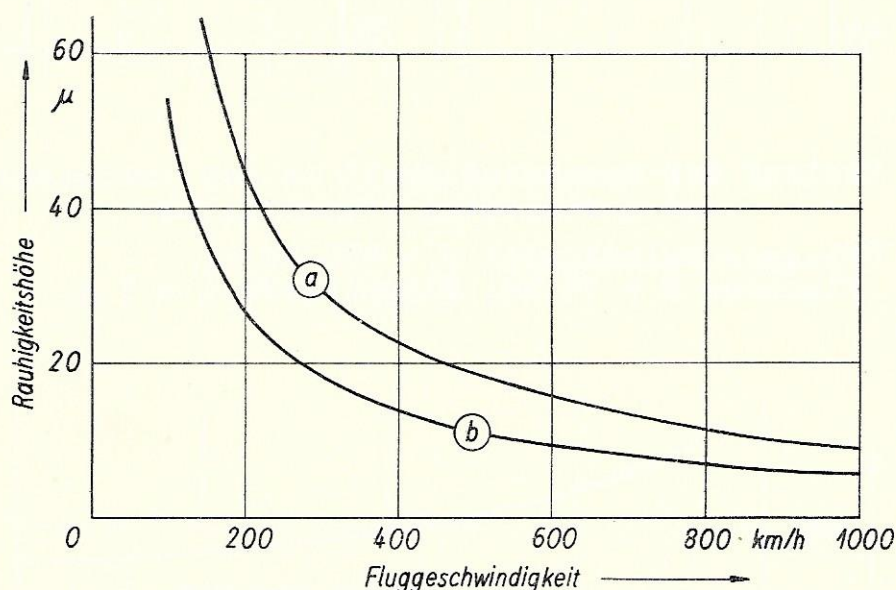


Bild 17. Zulässige Oberflächenrauhigkeit

(Flughöhe $H = 0$ km, Flügeltiefe $l = 5$ m)

- a) kritische Rauigkeit an der Flügelnase (Einzelrauhigkeit) für laminare Grenzschicht
- b) mittlere zulässige Rauigkeit für turbulente Grenzschicht

Die Kurve a zeigt die k r i t i s c h e R a u h i g k e i t s h ö h e von Einzelstörungen im vorderen Bereich des Profils in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit. Liegen die Rauigkeitswerte der Flugzeugoberfläche unter-

halb der Kurve, so kann eine Beeinflussung der Lage des Umschlagpunkts, die sich widerstandsmäßig ungünstig auswirken würde, nicht erfolgen.

Das Bild 17 zeigt noch eine zweite Kurve b, die die m i t t - l e r e z u l ä s s i g e R a u h i g k e i t für die turbulente Grenzschicht angibt. Bei zu großer Rauigkeit der Flugzeugoberfläche erhöht sich nämlich der Reibungswiderstand in der turbulenten Grenzschicht. Liegt die Rauigkeit der Flugzeugoberfläche unter den Werten der Kurve, dann tritt auch hier keine Widerstandserhöhung ein. Die mittlere zulässige Rauigkeit darf bei schnellen Flugzeugen hiernach einen Wert von 10μ , d.h. $1/100$ mm, nicht überschreiten. Die Anforderungen an die Güte der Flugzeugoberfläche sind also sehr erheblich, wenn man eine Widerstandserhöhung vermeiden will.

Hat man die Bedingungen, die an die Flugzeugoberfläche gestellt werden, erfüllt, so muß man darüber hinaus versuchen, den Umschlagpunkt möglichst weit hinten zu erhalten. Das ist durch bestimmte Formgebung des Profils möglich (Bild 18).

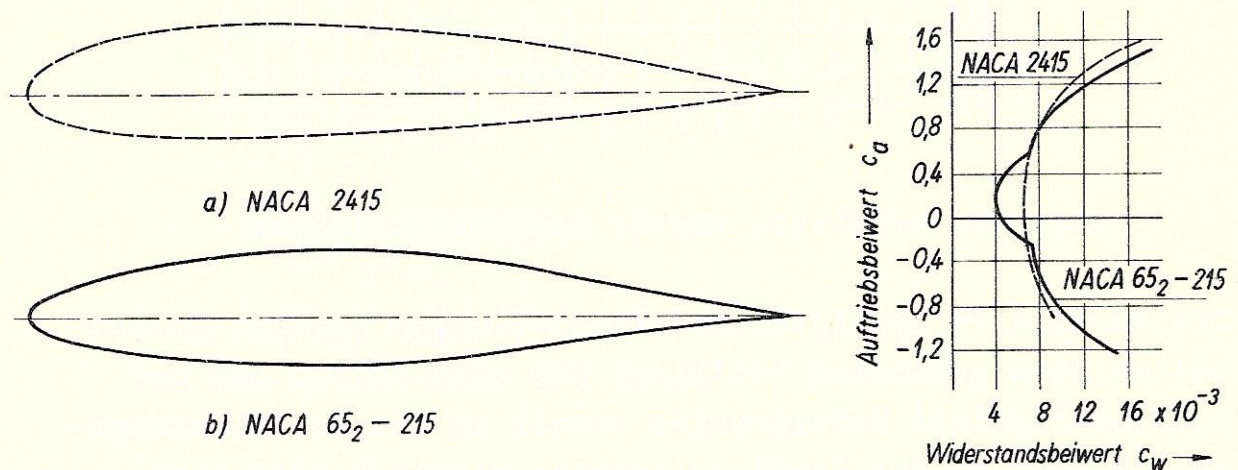


Bild 18. Vergleich zweier Profile

Bild 18a zeigt das Profil NACA 2415, das früher häufig benutzt wurde, Bild 18b ein neues sogenanntes Laminar-Profil NACA 65₂ - 215. Rechts daneben sind die Widerstands-

polaren für beide Profile angegeben. Man sieht, daß das neue L a m i n a r - P r o f i l in einem gewissen Bereich der c_a -Werte eine ganz erhebliche Verringerung der Widerstandsbeiwerte c_w aufweist. Die Ursache dafür ist in der Verteilung der Unterdrücke an der Profiloberfläche zu suchen. Die laminare Grenzschicht hat nämlich die Eigenschaft, bei Druckanstieg in die turbulente Grenzschicht überzugehen. Man muß daher versuchen, den Druckverlauf am Profil so zu gestalten, daß über einen möglichst großen Bereich des Profils der Unterdruck dauernd anwächst.

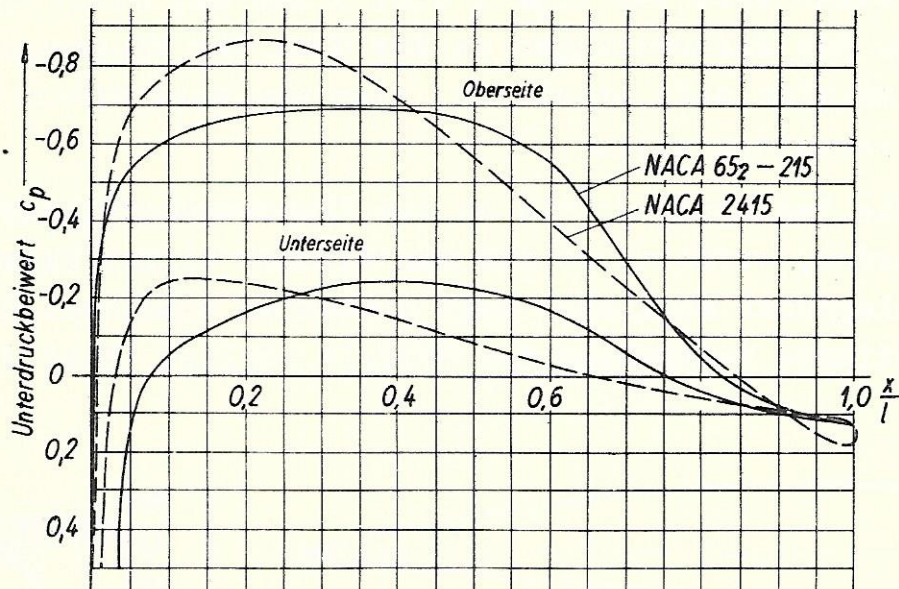


Bild 19. Vergleich zweier Druckverteilungen

Die in Bild 19 gezeigten Druckverteilungen gehören zu den beiden oben genannten Profilen. Das alte Profil hat den Größtwert seines Unterdruckes sowohl an der Profiloberseite als auch an der Profilunterseite ziemlich weit vorn liegen. Beim Laminarprofil ist durch die Änderung der Profilform erreicht, daß das Unterdruckmaximum etwa in Profilmitte liegt. Dadurch entsteht eine Rückverlagerung des Umschlagpunkts von vorn nach hinten, also eine Vergrößerung des Bereichs der laminaren Grenzschicht und eine Verringerung des Widerstands.

Wie stark der Profilwiderstand von der Formgebung eines Profils abhängig ist, wird in Bild 20 veranschaulicht.

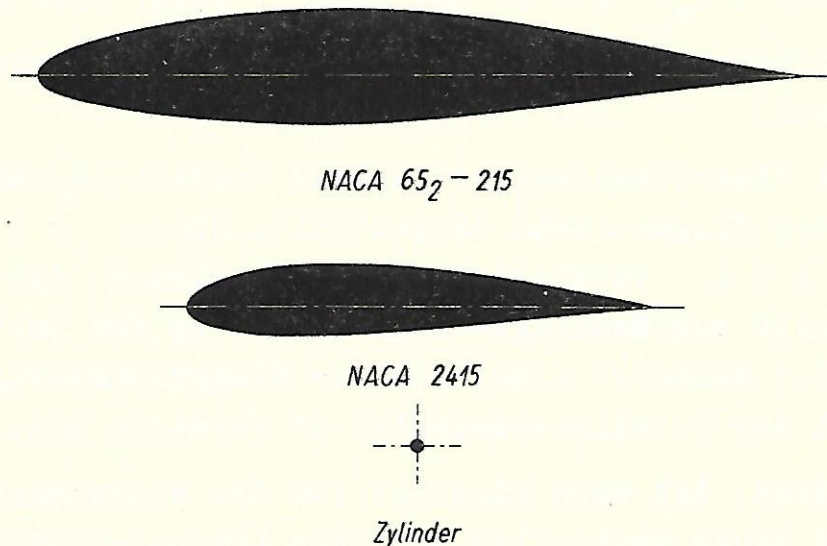


Bild 20. Profile gleichen Widerstands

Es zeigt die Größenabmessungen dreier verschiedener Profile gleichen Widerstands, von denen eins einen zylindrischen Querschnitt besitzt, die beiden anderen die eben besprochenen Profile darstellen. Der Unterschied in den Abmessungen ist, wie man erkennt, außerordentlich groß.

2.3 Druckwiderstand

Bei reibungsfreier Strömung müßte sich, solange die Schallgeschwindigkeit nicht überschritten wird, eine Druckverteilung einstellen, die keine Widerstandskomponente erzeugt. Wird diese Druckverteilung jedoch gestört, so entsteht ein Widerstand, der sogenannte **D r u c k w i d e r s t a n d**.

Die Störung der Druckverteilung kann zwei Ursachen haben. Sie kann entweder durch Grenzschichteinflüsse und Ablösung der Strömung hervorgerufen sein oder durch stoßartige Zustandsänderung der am Körper vorbeiströmenden Luft verursacht werden, wenn die Strömungsgeschwindigkeit die örtliche Schallgeschwindigkeit überschreitet.

Während der Druckwiderstand bei kleinen und mittleren Fluggeschwindigkeiten nur gering ist, tritt er bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit sehr stark in Erscheinung. Es ergibt sich dabei ein starkes Anwachsen des Profilwiderstandsbeiwerts c_{w_p} , wie es das Bild 21 zeigt (Der Profilwiderstandsbeiwert c_{w_p} enthält Reibungs- und Druckwiderstandsanteil).

Es ist der Widerstandsbeiwert zweier Profile in Abhängigkeit von der Flugmachzahl dargestellt. Unter **F l u g - m a c h z a h l** versteht man das Verhältnis der Fluggeschwindigkeit zur Schallgeschwindigkeit in der Luft. Flugmachzahl 0,7 bedeutet also, daß die Fluggeschwindigkeit 70 Prozent der Schallgeschwindigkeit erreicht hat.

Wie man sieht, ist auch hinsichtlich des Widerstandsanstiegs bei hohen Machzahlen das neue Laminar-Profil dem alten, früher benutzten Profil überlegen. Auf die Ursache dieses Widerstandsanstiegs sei kurz eingegangen. Bild 22 möge zur Erläuterung dienen.

Im oberen Teil des Bildes ist die Strömung um ein Profil angedeutet. Die Profildicke d ruft eine Verengung der Strömungsquerschnitte hervor. Der Verlauf der Strömungsquerschnitte entspricht annähernd dem in einer Lavaldüse, wie sie darunter dargestellt ist. Durch die Verengung der Querschnitte muß eine Vergrößerung der Strömungsgeschwindigkeit entstehen, damit die gleiche sekundliche Luftmenge hindurchtreten kann. Mit wachsender Fluggeschwindigkeit v nehmen auch die Strömungsgeschwindigkeiten v_0 in den verengten Querschnitten zu und erreichen bei einer gewissen Fluggeschwindigkeit im engsten Querschnitt die örtliche Schallgeschwindigkeit c_0 . Bei weiterer Vergrößerung der Fluggeschwindigkeit nimmt die Strömungsgeschwindigkeit weiterhin zu und erreicht hinter dem engsten Querschnitt, der dabei seine Lage am Profil ändert, Überschallgeschwindigkeit. Der Verlauf der örtlichen Strömungsgeschwindigkeit ist für diesen Fall im unteren Teil des Bildes dargestellt. Dabei ist gleichzeitig auch der Verlauf der örtlichen Schallgeschwindigkeit angegeben, die mit Erhöhung Strömungsgeschwindigkeit abnimmt.

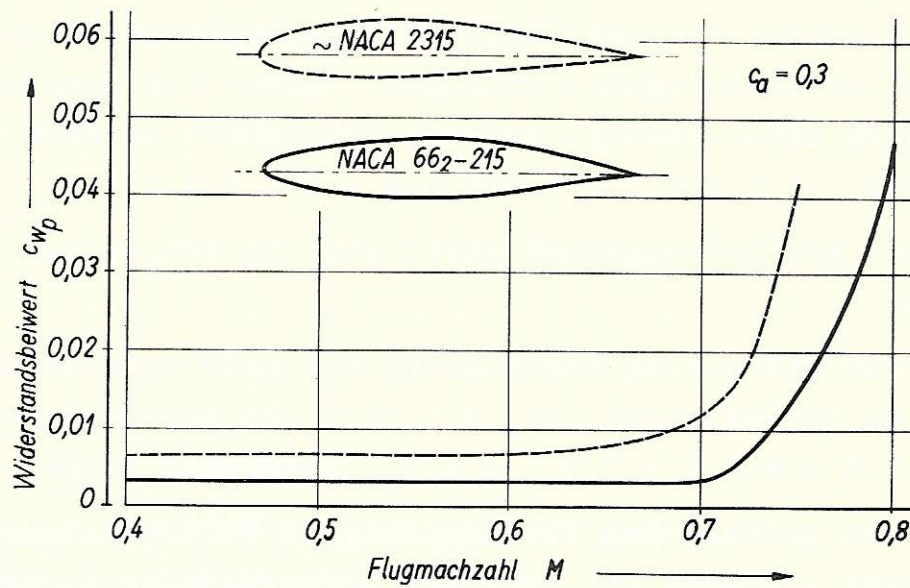


Bild 21. Einfluß der Machzahl auf den Profilwiderstand

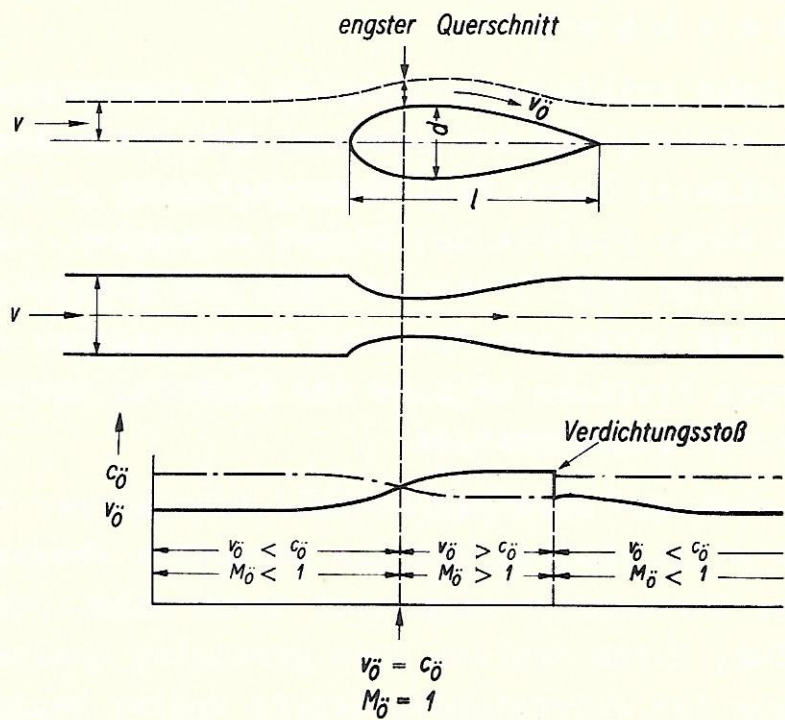


Bild 22. Örtliche Geschwindigkeit bei schallnaher Strömung

Hinter dem Profil muß die Strömungsgeschwindigkeit wieder die normale Fluggeschwindigkeit erreichen, d.h., es muß also ein Übergang von der Überschallgeschwindigkeit auf Unterschallgeschwindigkeit erfolgen. Dieser Übergang erfolgt jedoch nicht stetig, sondern sprunghaft in Form des sogenannten **V e r d i c h t u n g s s t o ß e s**.

Ein solcher Verdichtungsstoß wirkt sich in zweifacher Hinsicht aus:

1. durch die plötzliche Verdichtung der Luft entstehen Verluste an Strömungsenergie, die sich als sogenannter **W e l l e n w i d e r s t a n d** bemerkbar machen, und
2. durch den plötzlichen Druckanstieg im Verdichtungsstoß kann eine Ablösung der Strömung hervorgerufen werden, die ebenfalls zu einer Widerstandserhöhung führt.

Beides bewirkt einen starken Anstieg des Widerstandsbeiwertes, wenn die örtliche Strömungsgeschwindigkeit die Schallgeschwindigkeit überschritten hat. Die Machzahl, bei der dieses der Fall ist, bezeichnet man mit **k r i t i s c h e r M a c h z a h l**.

Um möglichst hohe kritische Machzahlen zu erreichen, muß dafür gesorgt werden, daß die Erhöhung der örtlichen Strömungsgeschwindigkeit durch Verdrängungswirkung gering ist, d.h., man muß dünne Profile und Körper verwenden. Als Beispiel hierfür zeigt Bild 23 den Verlauf der Widerstandsbeiwerte für eine Serie von Profilen verschiedener Dicke. Bei den dünneren Profilen beginnt der Widerstandsanstieg erst bei höheren Flugmachzahlen.

Außerdem ist auch die Form der Profile oder Körper von Einfluß. Sie ist so zu wählen, daß die maximalen Übergeschwindigkeiten bzw. Unterdrücke möglichst klein sind. Das ist der Grund dafür, warum bei dem oben gezeigten Laminar-Profil der Anstieg des Widerstandsbeiwerts später beginnt als bei dem älteren Profil (Bild 21). Beim Laminarprofil war

nicht nur das Unterdruckmaximum nach hinten verschoben, sondern es war gleichzeitig auch der maximale Unterdruck verkleinert worden (Bild 19).

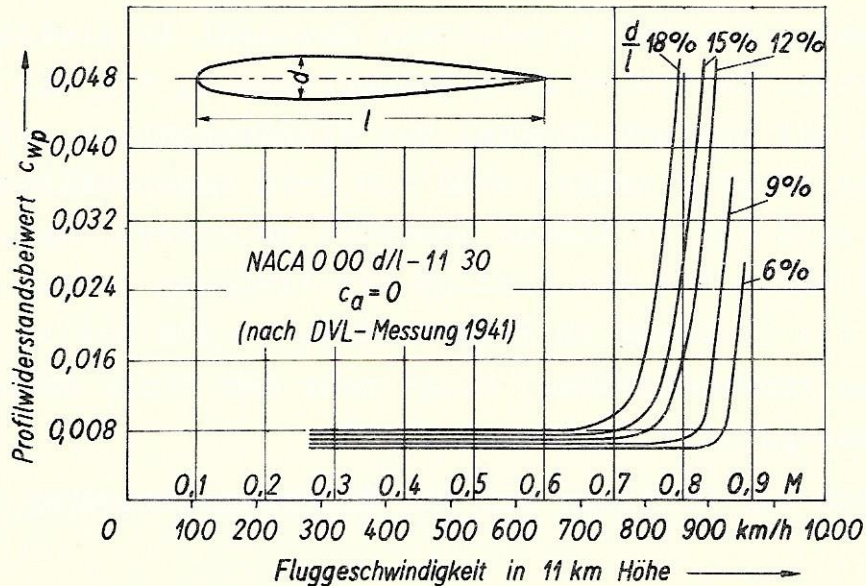


Bild 23. Einfluß der Profildicke auf den Widerstandsbeiwert

Ein anderer Weg zur Erhöhung der kritischen Flugmachzahl, auf den zum ersten Mal von Prof. Busemann 1935 auf dem Volta-Kongreß in Rom hingewiesen wurde, ist die Verwendung von Pfeilflügeln. Die Wirkung der Pfeilung läßt sich an Hand der Verhältnisse an einem schiebenden Flügel erklären (Bild 24).

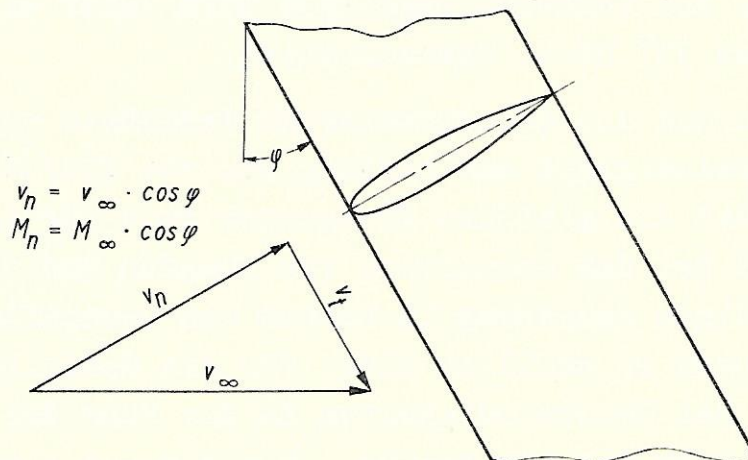


Bild 24. Geschwindigkeitszerlegung beim schiebenden Flügel

Bei einem schiebenden Flügel kann die Anströmgeschwindigkeit der Luft in zwei Komponenten zerlegt werden, von denen nur die Geschwindigkeitskomponente senkrecht zum Flügel Druckänderungen hervorruft. Diese ist jedoch um den Cosinus des Pfeilungswinkels kleiner als die Anströmgeschwindigkeit. Infolgedessen ist auch die wirksame Machzahl in gleichem Maß herabgesetzt. Es treten alle Erscheinungen, die mit der Kompressibilität zusammenhängen, bei Flugmachzahlen auf, die um den Faktor $1/\cos \varphi$ größer sind als beim ungepfeilten Flügel, d.h., es wird die kritische Machzahl um diesen Faktor erhöht. In Wirklichkeit ist der Einfluß der Pfeilung jedoch nicht so groß, da die Strömung in Flügelmitte, wo die beiden Pfeilflügelhälften zusammenstoßen, nicht mehr der eines schiebenden Flügels entspricht: "Mitteneinfluß".

Den Einfluß der Pfeilung auf den Widerstandsanstieg zeigt Bild 25.

Die ausgezogenen Kurven geben die Erhöhung des Widerstandsbeiwerts infolge Macheinfluß in Abhängigkeit von der Machzahl wieder, und zwar für den ungepfeilten Flügel und für einige Pfeilflügel bis 60° Pfeilung unter Berücksichtigung des "Mitteneinflusses". Man sieht, daß der Widerstandsanstieg mit wachsenden Pfeilwinkeln zu höheren Flugmachzahlen verschoben wird und daß außerdem die Größtwerte des Widerstandsbeiwerts abnehmen. Man erkennt weiterhin, daß bei Pfeilwinkeln oberhalb von etwa 40° die Verschiebung des Widerstandsanstiegs nicht mehr groß ist. Bei Verkehrsflugzeugen wird daher ein Pfeilungswinkel von etwa 35° nicht überschritten.

Bei der Erörterung der aerodynamischen Maßnahmen zur Steigerung der Reisegeschwindigkeit war bislang nur vom Flügel die Rede. Es ist klar, daß die gleichen Erwägungen auch für Leitwerke gelten und daß bei der Gestaltung von Rümpfen und Gondeln und ihrer zweckmäßigen Anordnung im Rahmen des Gesamtflugzeugs ähnliche Forderungen zu erfüllen sind. Für die Gestaltung des Gesamtflugzeugs bei Geschwindigkeiten in der Nähe der Schallgeschwindigkeit gibt die sogenannte **Q u e r s c h n i t t s - r e g e l** eine gute Richtlinie. Sie fand gegen Ende des

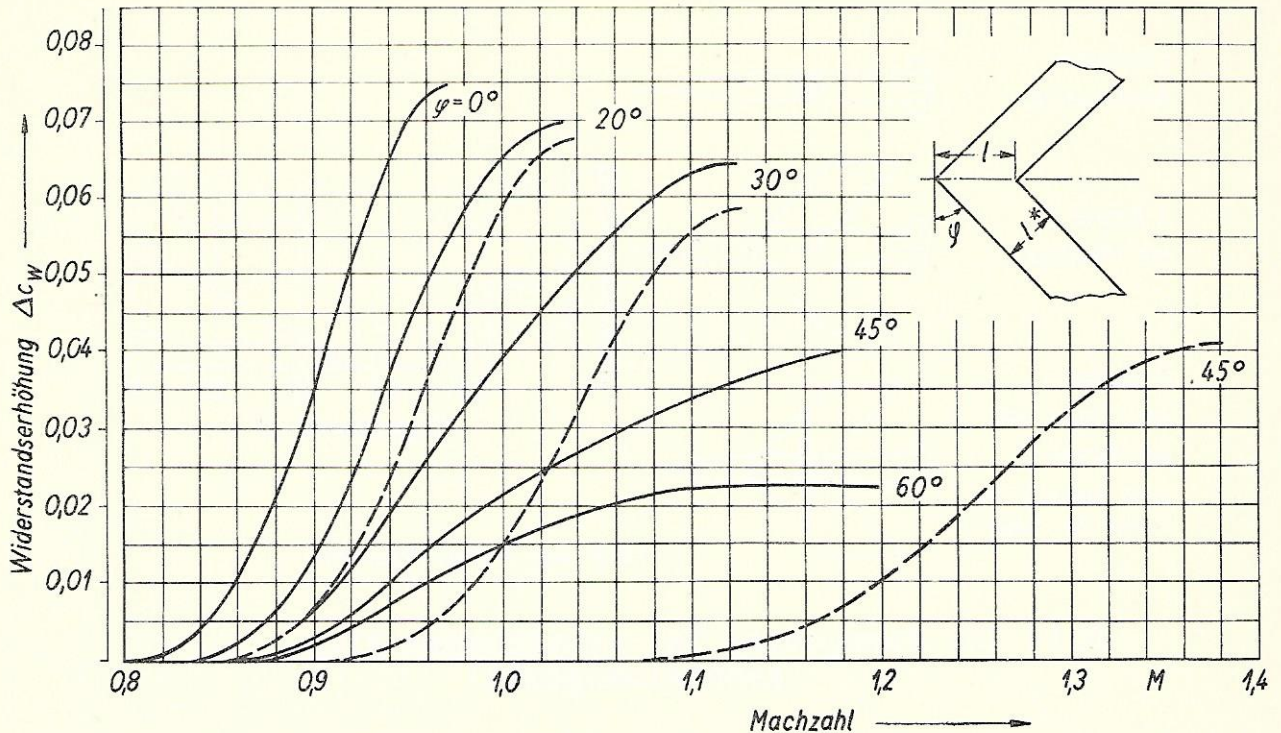


Bild 25. Widerstandsanstieg bei Pfeilflügeln nach Rechnung

$$\frac{d}{l} = \text{const} = 0,10$$

$$\frac{d}{l^*} = \frac{0,10}{\cos \varphi}$$

----- Rechnung für schiebende Flügel

$$M_\varphi = \frac{M}{\cos \varphi}$$

$$\Delta c_{w\varphi} = \Delta c_{w\infty} \cos^3 \varphi$$

----- Rechnung für Pfeilflügel

$$\Lambda = 5 \quad \frac{l_a}{l_i} = 0,5$$

Kriegs in Deutschland praktische Verwendung, wurde jedoch erst in den letzten Jahren eingehender theoretisch und experimentell begründet.

Sie besagt, daß die Summe der Querschnitte aller Teile des Flugzeugs längs der Flugzeugachse aufgetragen, den gleichen Verlauf haben soll wie ein optimaler Rotationskörper, d.h. - grob gesagt - Querschnittsanhäufungen vermieden werden sollen.

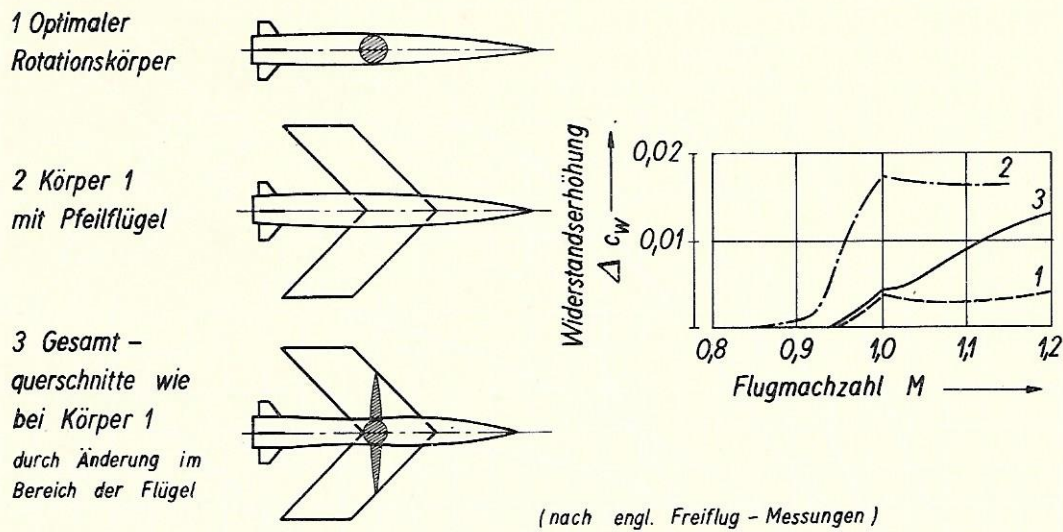


Bild 26. Formgebung bei schallnaher Fluggeschwindigkeit

Bild 26 zeigt die Widerstandserhöhung über der Machzahl für drei Modelle. Kurve 1 gibt den Verlauf des Widerstandsbeiwerts über der Machzahl für den optimalen Rotationskörper an, Kurve 2 den Widerstand für den gleichen Körper mit einem Pfeilflügel. Durch die Überlagerung der Querschnitte von Rumpf und Flügel entsteht eine Querschnittsanhäufung. Um diese zu vermeiden, muß eine Korrektur der Rumpfquerschnitte vorgenommen werden, wie sie das Modell 3 zeigt, d.h., die Rumpfquerschnitte müssen im Bereich des Flügels verringert werden. Das Ergebnis ist die Kurve 3, die eine ganz erhebliche Widerstandsverringering erkennen läßt.

2.4 Reisegeschwindigkeit und Reisehöhe

Die Steigerung der Reisegeschwindigkeit von Verkehrsflugzeugen durch die oben erwähnten Maßnahmen ist im Bild 27 in Form einer Kurve dargestellt.

Die Kurve zeigt die Erhöhung der Reisegeschwindigkeit in vier Entwicklungsstufen.

Die erste Entwicklungsstufe umfaßt die allgemeine aerodynamische Verfeinerung des Flugzeugs unter Benutzung der früher üblichen Profile. Erreichbar war damit eine Reisegeschwindigkeit von etwa 62 Prozent der Schallgeschwindigkeit.

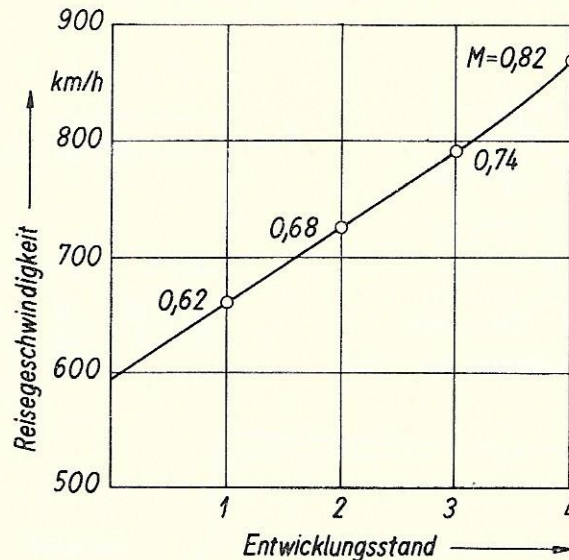


Bild 27. Steigerung der Reisegeschwindigkeit durch Änderung von Profil und Flügelform
(Flughöhe $H = 11 \text{ km}$)

- | | | | |
|---|----------------------------|---------------|----------------------|
| 1 | altes Profil | $d/l = 15 \%$ | |
| 2 | Laminarprofil | $d/l = 15 \%$ | |
| 3 | Laminarprofil | $d/l = 10 \%$ | |
| 4 | Laminarprofil mit Pfeilung | $d/l = 10 \%$ | $\varphi = 35^\circ$ |

Durch die Einführung von Laminar- oder Hochgeschwindigkeitsprofilen in der 2. Entwicklungsstufe konnte eine Reisezachzahl von etwa 0,68 erreicht werden. Die Verringerung der Profildicken und die Einführung der Pfeilung in den Entwicklungsstufen 3 und 4 steigerten schließlich die günstigste Reisegeschwindigkeit auf etwa 82 Prozent der Schallgeschwindigkeit.*

* Die angegebenen Geschwindigkeiten gelten annähernd für kleinsten Kraftstoffverbrauch (größte Reichweite). Bei Betrachtung der Gesamtwirtschaftlichkeit liegen die günstigsten Reisegeschwindigkeiten vor allem bei Pfeilflügeln bei etwas höheren Werten.

Mit der Steigerung der Reisegeschwindigkeit ergab sich die Notwendigkeit, auch die Reishöhen zu vergrößern. Die Ursache liegt darin, daß der wirtschaftlichste Reiseflug (Bild 28), d.h., der Flug mit günstigstem Kraftstoffverbrauch dann vorhanden ist, wenn das Flugzeug mit bester Gleitzahl fliegt.

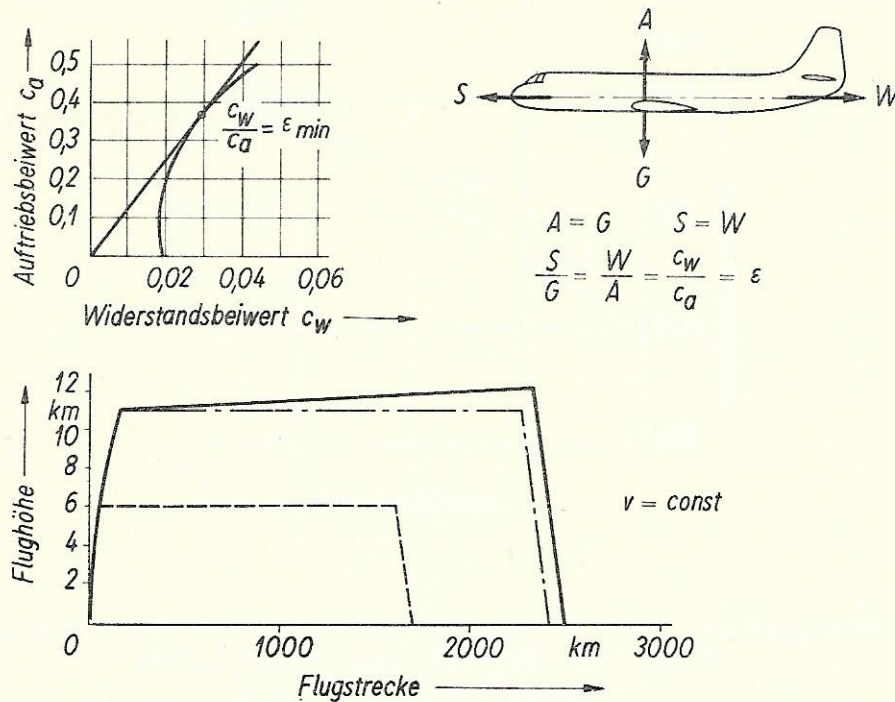


Bild 28. Günstigster Reiseflug

Unter Gleitzahl versteht man das Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb. Durch die Gleitzahl ist also auch das Verhältnis von Triebwerkschub zu Fluggewicht bestimmt, das natürlich möglichst klein zu halten ist. Es ist

$$\epsilon = \frac{c_w}{c_a} = \frac{W}{A} = \frac{S}{G}$$

Die Zuordnung zwischen Auftriebsbeiwert und Widerstandsbeiwert gibt die Flugzeugpolare. Die Tangente an die Polare besitzt das kleinste Verhältnis c_w/c_a und bestimmt den zugehörigen Auftriebsbeiwert. Entsprechend der früher genannten Beziehung

$$A = c_a \cdot q \cdot F = G$$

ist bei gegebener Flächenbelastung nun durch diesen Auftriebsbeiwert der Staudruck festgelegt, bei dem das Flugzeug fliegen muß. Je größer daher die Fluggeschwindigkeit wird, desto kleiner muß die Luftdichte sein, um den gewünschten Staudruck einzuhalten, d.h., es müssen also die Flughöhen vergrößert werden.

Im unteren Teil des Bildes ist der Verlauf eines Reiseflugs dargestellt. Er setzt sich aus drei Teilen zusammen:

dem anfänglichen **S t e i g f l u g**, dem anschließenden eigentlichen **S t r e c k e n f l u g** und dem **G l e i t f l u g** von der Reishöhe herab zur Landung. Da wegen des Kraftstoffverbrauchs das Gewicht des Flugzeugs dauernd abnimmt, ist es günstig, die Reishöhe während des Reiseflugs stetig zu vergrößern. Es ergibt sich dadurch ein kleiner Gewinn an Reichweite. Bei Flug in zu niedriger Höhe tritt, wie aus dem Bild ersichtlich, ein starker Verlust an Reichweite ein.

3. Antriebsarten und ihre Anwendungsbereiche

Als dritte sehr wichtige Maßnahme zur Steigerung der Reisegeschwindigkeit war die Einführung neuartiger **T r i e b w e r k t y p e n** genannt. Während die ersten Verkehrsflugzeuge mit wenigen 100 PS Leistungen auskamen, benötigt ein Flugzeug von der Größe der B 707 eine Reiseleistung von fast 30 000 PS. Solange nur der **K o l b e n m o t o r** mit **L u f t s c h r a u b e** als Antriebsart zur Verfügung stand, war die Erreichung von Reisegeschwindigkeiten in der Größe von 800 bis 900 km/h praktisch nicht möglich. Der Grund lag in dem großen erforderlichen Triebwerkgewicht und Raumbedarf des Kolbentriebwerks.

Erst die Entwicklung neuartiger **T u r b i n e n t r i e b w e r k e** ermöglichte den Übergang zu hohen Fluggeschwindigkeiten, deren Grenze z.Z. noch nicht erreicht ist.

Die verschiedenen Möglichkeiten des Flugzeugantriebs und ihre Anwendungsbereiche zeigt Bild 29.

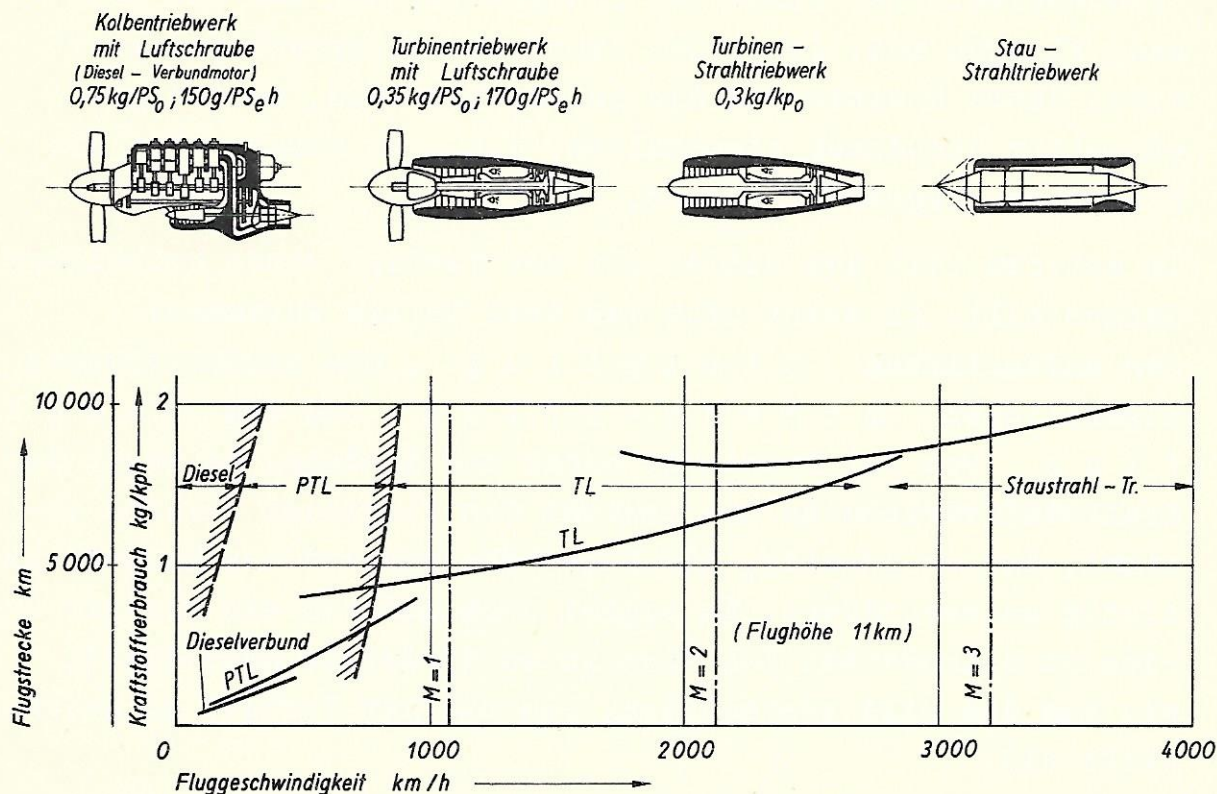


Bild 29. Antriebsarten für Verkehrsflugzeuge und ihre Anwendungsbereiche

— spezifischer Kraftstoffverbrauch
 // Grenzen der Anwendungsbereiche

Oben im Bild sind die vier Haupttypen, die gegenwärtig oder in Zukunft für Verkehrsflugzeuge in Betracht kommen, gezeichnet:

1. das Kolbentriebwerk mit Luftschraube,
2. das Turbinentriebwerk mit Luftschraube,
3. das Turbinentriebwerk mit Strahlschub und
4. das Staustrahltriebwerk.

Darunter sind die Einheitsgewichte angegeben, bezogen auf Leistungs- bzw. Schubeinheit. Das Diagramm enthält die spez. Kraftstoffverbräuche für die einzelnen Triebwerke in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit. Die gestrichelten mit Schraffur versehenen Kurven geben die Geschwindigkeitsgrenzen an, bis zu denen etwa die Verwendung der einzelnen Triebwerkarten vorteilhaft ist. Sie sind abhängig von der Reichweite des Flugzeugs.

Den niedrigsten spezifischen Kraftstoffverbrauch besitzt das Kolbentriebwerk in der speziellen Form des **D i e s e l - V e r b u n d - T r i e b w e r k s**. Dagegen sind das Gewicht und die Abmessungen dieses Triebwerks groß. Man kann daher diese Triebwerke nur für kleine Geschwindigkeiten verwenden. Bei höheren Fluggeschwindigkeiten, die größere Leistungen erfordern, tritt das **T u r b i n e n - T r i e b w e r k** mit **L u f t s c h r a u b e** an die Stelle des Kolbentriebwerks, da es geringeres Baugewicht und kleinere Abmessungen besitzt.

Die Grenze zwischen dem Anwendungsgebiet für das Kolbentriebwerk und dem für das Turbinen-Triebwerk wird hauptsächlich von dem Gesamtgewichtsaufwand für Triebwerk und Kraftstoff bestimmt. Das Bild zeigt, daß bei sehr großen Flugstrecken, bei denen der Kraftstoffverbrauch entscheidend wird, das Kolbentriebwerk in der Form des Diesel-Verbund-Triebwerks bei kleinen Fluggeschwindigkeiten vielleicht noch mit Vorteil anzuwenden ist, da das Triebwerkmehrgewicht durch den etwas geringeren Kraftstoffverbrauch kompensiert wird. Für den zukünftigen Luftverkehr hat das Kolbentriebwerk jedoch keine Bedeutung mehr.

Die Grenze für die Anwendung eines Luftschraubenantriebs liegt bei etwa 700 bis 900 km/h. Sie ist sowohl dadurch begründet, daß der Luftschraubenwirkungsgrad bei steigender Machzahl abfällt, als auch vor allem dadurch, daß die erforderliche Leistung und damit das Baugewicht des PTL-Triebwerks mit wachsender Fluggeschwindigkeit zunimmt.

Jenseits dieser Grenze ist es vorteilhafter, die Luftschraube wegzulassen und den Vortrieb direkt durch den Triebwerkstrahl zu erzeugen. Damit erhält man das **T u r b i n e n - S t r a h l t r i e b w e r k**. Der spezifische Kraftstoffverbrauch dieses Triebwerks ist zwar höher, dafür aber der Gewichtsaufwand bei gleicher Leistung - besonders bei hohen Fluggeschwindigkeiten - wesentlich geringer als beim PTL. Der Anwendungsbereich des Turbinenstrahltriebwerks reicht weit in den Überschallbereich hinein.

Bei sehr hohen Fluggeschwindigkeiten kommt schließlich noch das **S t a u s t r a h l t r i e b w e r k** in Betracht,

das z.Z. zwar im Verkehrsflugzeugbau noch keine Anwendung gefunden hat, an dessen Entwicklung jedoch gearbeitet wird. Es unterscheidet sich vom Turbinen-Strahltriebwerk dadurch, daß Verdichter und Turbine fortgefallen sind. Die erforderliche Verdichtung der Luft wird bei den hohen Fluggeschwindigkeiten in ausreichendem Maß durch den Staudruck der Luft vor dem Triebwerkeintritt erzeugt. Der spezifische Kraftstoffverbrauch nähert sich mit wachsender Fluggeschwindigkeit dem des Turbinenstrahltriebwerks und erreicht ihn - in dem hier gezeigten Fall - bei Machzahlen oberhalb 2,5. Das Staustahltriebwerk weist jedoch einen wesentlichen Nachteil auf: es hat keinen Standschub. Daher dürfen praktisch nur eine Kombination zwischen Turbinenstrahltriebwerk und Staustahltriebwerk in Frage kommen.

Der Vollständigkeit halber sei an dieser Stelle auch auf die Möglichkeiten hingewiesen, die die zukünftige Verwendung der Kernenergie für den Flugzeugantrieb bietet. Es erscheint jedoch verfrüht, hierauf im gegenwärtigen Zeitpunkt näher einzugehen.

4. Probleme der Stabilität und Steuerbarkeit

Mit der Steigerung der Fluggeschwindigkeiten traten auch neue Probleme auf dem Gebiet der Stabilität und Steuerbarkeit auf, von denen wenigstens einige kurz erwähnt werden sollen.

Eine Erscheinung, die schon früh beobachtet worden ist und bei relativ kleinen Unterschallgeschwindigkeiten auftreten kann, ist die Abnahme oder gar Umkehr der Querruderwirkung.

Diese Abminderung der Querruderwirkung wird durch eine Verdrehung des Flügels infolge Querruderausschlag hervorgerufen. Durch den Querruderausschlag entsteht nicht nur eine Auftriebserhöhung ΔA_Q an der Stelle des Flügels, an der der übrige Flügelauftrieb angreift, sondern auch ein Luftkraftmoment M_Q , das den Flügel im entgegengesetzten Sinne des Querruderausschlags verdreht. Dadurch entsteht eine

weitere Luftkraft ΔA_E , die der vom Querruder erzeugten Luftkraft gerade entgegengesetzt ist und dadurch die Querruderwirkung vermindert. Die Flügelverdrehung ist um so stärker, je größer der Flugstaudruck ist; infolgedessen weichen die mit einem bestimmten Querruderausschlag erreichbaren Rollgeschwindigkeiten mit wachsender Fluggeschwindigkeit immer stärker von den Rollgeschwindigkeiten bei starrem Flügel ab.

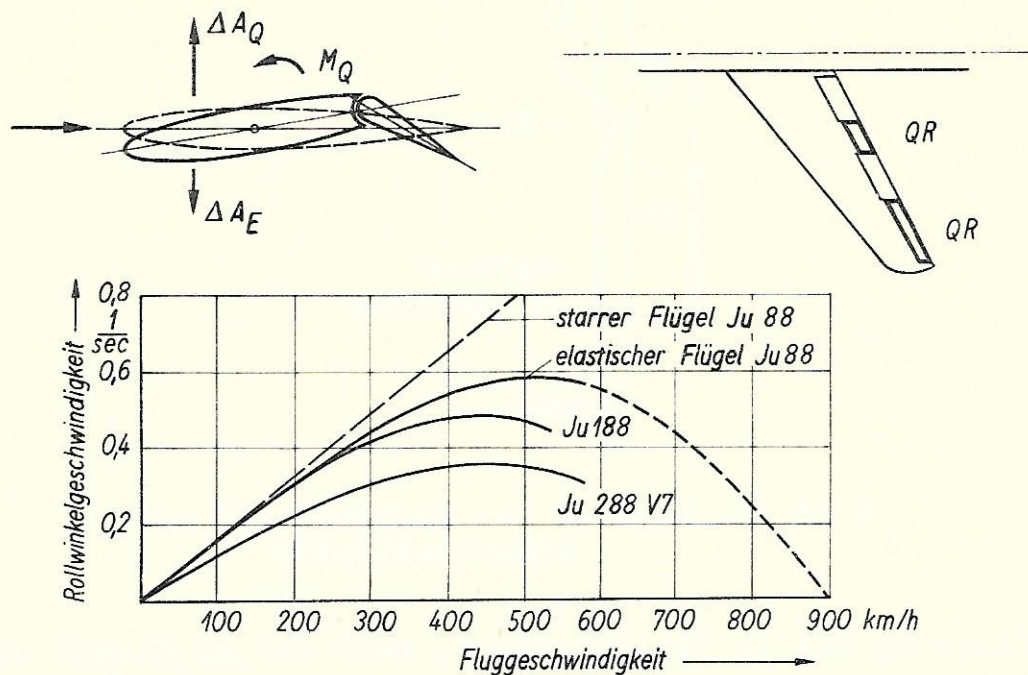


Bild 30. Einfluß der Flügelelastizität auf die Querruderwirkung

Bild 30 zeigt Meßergebnisse an verschiedenen Junkers-Flugzeugen. Man kann bei schnellen Flugzeugen diese Abminderung der Querruderwirksamkeit außer durch Erhöhung der Flügelsteifigkeit noch dadurch klein halten, daß man zwei verschiedene Querruder am Flügel anordnet, wie es oben rechts im Bild angedeutet ist. Das äußere normale Querruder wird dabei zusammen mit dem inneren Querruder bei kleinen Geschwindigkeiten benutzt. Bei großen Geschwindigkeiten wird es stillgelegt, so daß Torsionsmomente im äußeren Bereich des Flügels, die den Flügel am stärksten verdrehen, nicht auftreten. Bei großen Fluggeschwindigkeiten tritt nur das innere Querruder in Aktion, dessen Wirkung bei den hohen Geschwindigkeiten ausreicht.

Eine andere Erscheinung, die bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit auftreten kann und die in einigen Fällen wohl die Ursache von Abstürzen war, ist die starke Lastigkeits - Ä n d e r u n g um die Flugzeugquerachse.

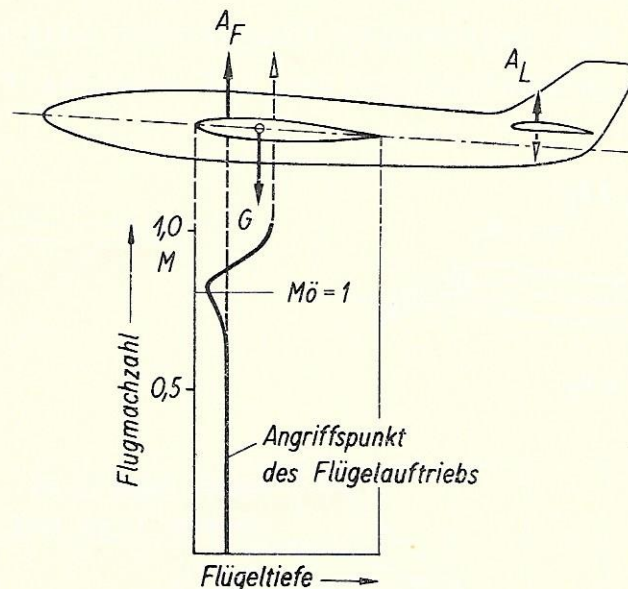


Bild 31. Einfluß der Machzahl auf die Längsstabilität

Ein Flugzeug ist im Gleichgewicht, wenn der am Flügel wirkende Auftrieb A_F und die Luftkraft am Höhenleitwerk A_L eine Resultierende besitzen, die durch den Flugzeugschwerpunkt geht und dieselbe Größe wie das Flugzeuggewicht G hat.

Auf die Bedingungen, die erfüllt werden müssen, damit ein solcher Gleichgewichtszustand auch stabil ist, soll hier nicht eingegangen werden. Die Lage des Flügelauftriebs ändert sich nun mit der Flugmachzahl. Bei kleinen und mittleren Flugmachzahlen greift der Flügelauftrieb etwa in 25 Prozent der Flügeltiefe an. Mit steigender Machzahl verschiebt er sich zunächst in Richtung der Flügelvorderkante. Wenn die kritische Machzahl überschritten wird, d.h., wenn an einer Stelle der Flügeloberfläche die Schallgeschwindigkeit erreicht wird, tritt bald danach eine starke Rückverschiebung des Luftangriffspunkts auf. Das Gleichgewicht und die Stabilität des Flugzeugs werden durch diese Verschiebung des Luftkraftangriffspunkts mehr oder weniger gestört. Durch die starke Wanderung des Angriffspunkts

nach hinten treten große Momentenänderungen auf, die der Pilot durch entsprechende Ruderausschläge ausgleichen muß, soweit das überhaupt möglich ist. Die Höhenruderwirkung nimmt nämlich mit steigender Machzahl ab, während die zur Betätigung des Höhenruders erforderlichen Kräfte meistens zunehmen. Beides kann dazu führen, daß der Pilot bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit die Gewalt über das Flugzeug verliert. Letzteres leitet auf eine andere Schwierigkeit über, die mit der stetigen Vergrößerung der Verkehrsflugzeuge und ihrer Fluggeschwindigkeiten in Erscheinung tritt. Das ist die Beherrschung der am Ruder auftretenden *L u f t k r a f t - m o m e n t e*. Diese Momente wachsen mit der Rudergröße und dem Flugstaudruck an. Bei großen Flugzeugen und hohen Fluggeschwindigkeiten müssen daher Vorkehrungen getroffen werden, um die Ruderbestätigungsmomente zu reduzieren. Hierzu gibt es grundsätzlich zwei Möglichkeiten:

1. den aerodynamischen Ausgleich und
2. die Servo-Steuerung.

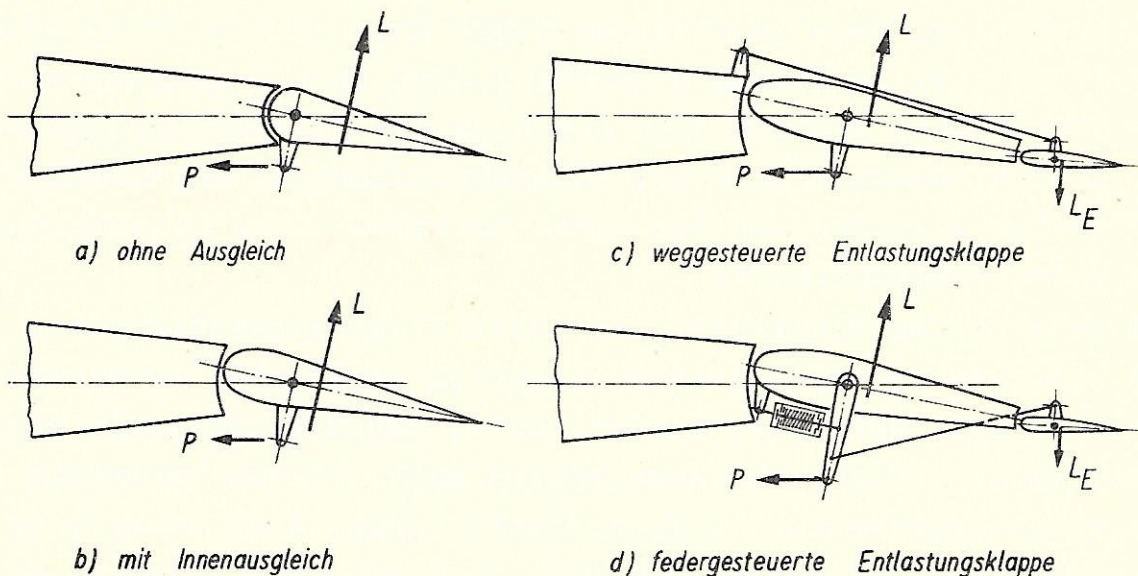


Bild 32. Aerodynamischer Ruderausgleich

Die einfachste Form des Ruders ist die *o h n e* aerodynamischen *A u s g l e i c h* (Bild 32a). Die am Ruder angreifende Luftkraft *L* liegt in einem gewissen Abstand vom Drehpunkt und ergibt ein Moment. Zur Verringerung dieses Mo-

ments ordnet man eine a e r o d y n a m i s c h e n A u s -
g l e i c h a n, der darin besteht, daß man den Ruderteil
vor der Drehachse vergrößert. Dadurch rückt die Luftkraft nä-
her an die Drehachse heran, und das Moment um die Drehachse
wird verkleinert, R u d e r m i t I n n e n a u s -
g l e i c h (Bild 32b).

Eine weitere Möglichkeit des aerodynamischen Ausgleichs be-
steht darin, daß eine E n t l a s t u n g s k l a p p e
angebracht wird (Bild 32c). Diese schlägt im entgegengesetz-
ten Sinne aus wie das Ruder und erzeugt eine kleinere Luft-
kraft L_E , die der Ruderkraft entgegengerichtet ist. Die Ru-
derkraft wird dadurch zwar etwas verkleinert, das Moment um
die Drehachse jedoch stark reduziert. Der Ausschlag der Ent-
lastungsklappe kann entweder mittels eines starren Gestänges
geschehen - man spricht dann von " w e g " gesteuerter
E n t l a s t u n g s k l a p p e (Bild 32c) - , oder man
verwendet eine " f e d e r " gesteuerte E n t l a s t u n g s -
k l a p p e (Bild 32d).

Bei der federgesteuerten Entlastungsklappe entsteht erst dann
ein Ausschlag, wenn im Steuergestänge eine gewisse Kraft über-
schritten ist. In diesem Augenblick wird eine vorgespannte Fe-
der überdrückt, wodurch sich die Lage des Ruderhebels zum Ru-
der ändert. Dadurch wird die Entlastungsklappe, die durch ein
geeignetes Gestänge mit dem Hebel verbunden ist, in gewünsch-
ter Weise ausgeschlagen.

Bei sehr großen Flugzeugen und hohen Fluggeschwindigkeiten
ist ein rein aerodynamischer Ausgleich nicht mehr verwendbar,
da er so weit getrieben werden müßte, daß die Luftkraft prak-
tisch im Ruderdrehpunkt anzugreifen hätte. Durch geringste
Bauungenauigkeiten und Deformationen würden sich dadurch un-
tragbar große Änderungen der Betätigungsmomente ergeben. In
solchen Fällen ist daher eine S e r v o - S t e u e -
r u n g erforderlich.

Bei der Servo-Steuerung gibt es grundsätzlich zwei Arten, für
die Bild 33 je ein Beispiel zeigt:

1. die umkehrbare Steuerung oder Booster-Steuerung und
2. die nicht umkehrbare Steuerung oder Maschinensteuerung.

Bei der umkehrbaren Steuerung oder Boostersteuerung (Bild 33a) wird die Kraft des Piloten hydraulisch unterstützt. Bei Betätigung des Knüppels wird über einen Hebel ein Ölschieber bewegt, der den Zustrom des Drucköls zu einem Hydraulikzylinder freigibt. Die Bewegung des Kolbens, auf den gleichen Hebel übertragen, ruft einen Ruderausschlag hervor.

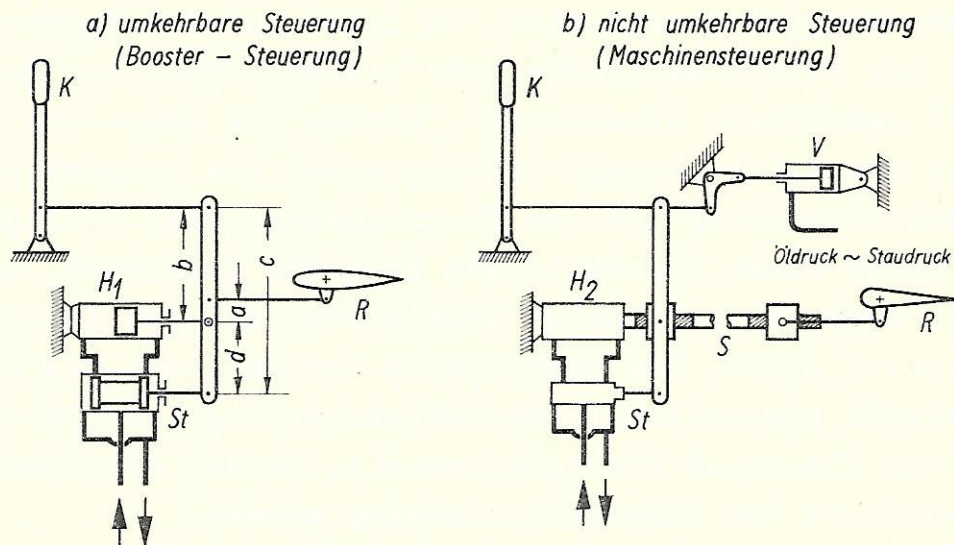


Bild 33. Servosteuerung

H ₁ Hydraulikzylinder	H ₂ Hydraulikmotor
K Steuerknüppel	R Ruder
S Antriebsspindel	St Steuerschieber
V Vorrichtung zur Erzeugung der Handkräfte	

Der Ölschieber wird während dieses Vorgangs wieder in seine Ausgangslage zurückgeführt und schließt die Ölzufuhr, wenn zwischen den vom Knüppel, vom Kolben und vom Ruder herrührenden Kräften Gleichgewicht herrscht. Der Pilot hat bei dieser Art der Steuerung nur einen Teil der am Ruder auftretenden Momente zu überwinden. Die Verringerung der Handkraft (P_H) gegenüber der Handkraft ohne Booster (P_{Ho}) ist für das hier gezeigte Beispiel:

$$\frac{P_H}{P_{Ho}} = \frac{a}{b} \cdot \frac{c}{a + d}.$$

Die Bezeichnung "umkehrbar" rührt daher, daß die am Ruder

angreifenden Momente sich in den Steuerkräften des Piloten - wenn auch im verringerten Maße - bemerkbar machen.

Bei der nicht umkehrbaren Steuerung erfolgt die Betätigung der Ruder maschinell. Bild 33b zeigt eine Steuerung, bei der die Ruder durch einen Spindelantrieb betätigt werden. Die Spindeln werden durch Hydraulik-Motoren in Bewegung gesetzt. Die Steuerung des Hydraulik-Motors geschieht wieder über einen Schieber, der vom Knüppel bewegt wird. Da jetzt auf den Knüppel vom Ruder her keinerlei Kräfte mehr wirken (daher der Name "nicht umkehrbare Steuerung"), müssen die Hand- und Fußkräfte künstlich erzeugt werden, wobei sie proportional dem Ruderausschlag und dem Flugstaudruck sein sollen. Das kann durch einen hydraulischen Zylinder geschehen, dessen Kolben über ein geeignetes Hebelsystem mit dem Knüppel in Verbindung steht. Das Hebelsystem bewirkt, daß die Betätigungskraft proportional dem Ruderausschlag ist. Der Öldruck wird vom Staudruck abhängig gemacht, so daß die Steuerkräfte ebenfalls vom Staudruck abhängig werden.

Derartige Steuerungen sind bei großen Verkehrsflugzeugen in Gebrauch, z.B. Caravelle, Comet. Sie kommen jedoch vor allem für den Flug mit Überschallgeschwindigkeit in Frage, da die für den Piloten fühlbaren Kräfte unabhängig von den Kräften werden, die am Ruder angreifen; dadurch wird die Beherrschung dieser Kräfte wesentlich erleichtert.

Auf diese kurzen Bemerkungen möge die Behandlung von Problemen der Stabilität und Steuerbarkeit beschränkt bleiben.

II. Probleme des Überschallflugs

Die Reisegeschwindigkeiten der Verkehrsluftfahrt haben sich heute der Schallgeschwindigkeit genähert. Es wird aber schon an Projekten gearbeitet, die eine ganz erhebliche Steigerung der Reisegeschwindigkeit in den Überschallbereich vorsehen. Von den Problemen, die mit dem Überschallflug verbunden sind, seien hier nur die beiden bekanntesten erörtert, die durch die beiden Begriffe *Schallmauer* und *Wärmemauer* charakterisiert werden.

1. Schallmauer

Zunächst einige Bemerkungen zu den physikalischen Grundlagen der Überschallströmung.

Bei Fluggeschwindigkeiten größer als der Schall ist die Geschwindigkeit der Fortbewegung eines Körpers größer als die Geschwindigkeit, mit der sich die von dem Körper in der Strömung hervorgerufenen Störungen fortpflanzen. Betrachten wir z.B. die von der Spitze eines Körpers ausgehende Störung (Bild 34), so kann diese Störung innerhalb eines gewissen Zeitabschnitts nur den Weg $c \cdot t$ zurücklegen, während der Körper selbst bereits einen größeren Weg $v \cdot t$ zurückgelegt hat.

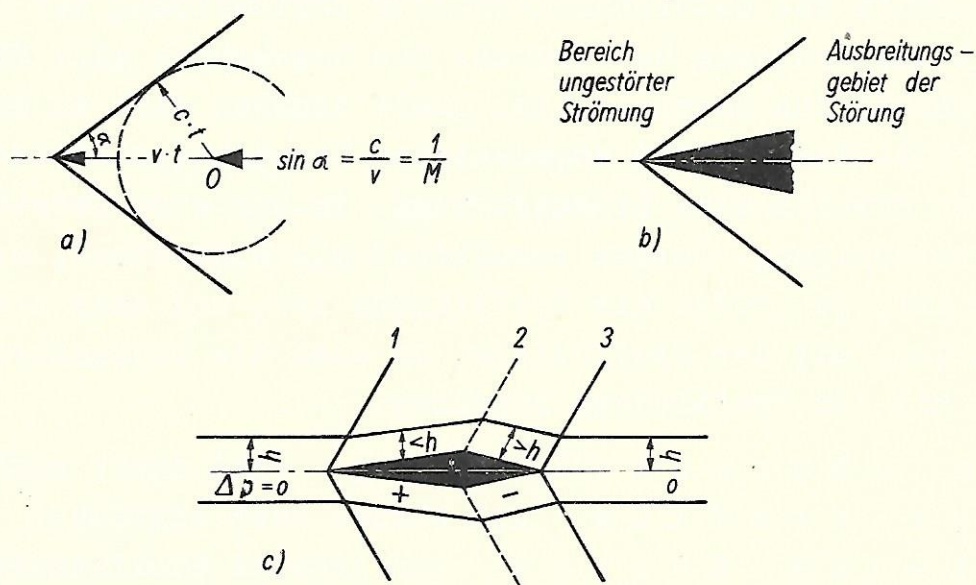


Bild 34. Überschallströmung

Die Ausbreitung der Störung (Bild 34a) kann daher nur innerhalb eines kegelförmigen Gebiets erfolgen, dessen Kegelwinkel durch das Verhältnis der Fluggeschwindigkeit zur Schallgeschwindigkeit, d.h. durch die Flugmachzahl bestimmt ist. Daher rührt die Bezeichnung "Mach'scher Kegel".

Vor dem Körper besteht also ein Bereich ungestörter Strömung (Bild 34b), während eine Änderung des Strömungszustands erst längs der Linie des Mach'schen Kegels eintreten kann und die geänderte Strömung dahinter liegt. Der Stromlinienverlauf um

ein Doppel-Keil-Profil (Bild 34c) ergibt sich infolgedessen sehr einfach in folgender Weise:

Die von den Ecken des Profils ausgehenden Störungen wirken sich nur hinter den jeweiligen Machschen Linien - gekennzeichnet durch die Ziffern 1,2,3 - aus. Infolgedessen entsteht eine Änderung der Stromrichtung nur in den Machschen Linien; zwischen den Machschen Linien bleibt die Strömungsrichtung jeweils konstant und ist parallel der Profilkontur.

Durch eine solche Festlegung des Stromlinienverlaufs sind auch die Querschnitte zwischen den einzelnen Stromlinien festgelegt. Im vorderen Bereich des Profils entsteht eine Verringerung des Querschnitts, im hinteren Bereich eine Vergrößerung. Bei Überschallströmung bedeutet nun eine Verringerung des Querschnitts im Gegensatz zur Unterschallströmung Erniedrigung der Geschwindigkeit und Erhöhung des Drucks. Das Umgekehrte gilt für die Vergrößerung des Querschnitts. Damit ergeben sich an dem Doppel-Keil-Profil die im Bild angedeuteten Druckunterschiede: im vorderen Bereich eine Druckerhöhung, im hinteren Bereich eine Druckerniedrigung. Daraus resultiert ein Widerstand, der um so größer ist, je größer die Profildicke ist, und zwar steigt er quadratisch mit der Profildicke, da auch die Druckunterschiede selbst mit der Profildicke zunehmen.

Beim Überschallflug sind daher möglichst dünne Profile und ebenso auch möglichst schlanke Körper von größter Wichtigkeit.

Die auf den Flugstaudruck bezogenen Druckunterschiede werden mit wachsender Überschallgeschwindigkeit kleiner. Das hat seine Ursache darin, daß die Stoßlinien mit steigender Machzahl schräger liegen und daher eine relativ kleinere Geschwindigkeitsänderung Δw senkrecht zur Machlinie nötig ist, um die erforderliche Änderung der Geschwindigkeits-Richtung zu erzielen (Bild 35a).

Der Widerstandsbeiwert fällt daher bei Überschallgeschwindigkeit mit wachsender Machzahl wieder ab. Umgekehrt sind dadurch die Widerstandsbeiwerte bei kleiner Überschallgeschwindigkeit, also vor allem gerade bei Schallgeschwindigkeit, besonders groß.

Die Forderung nach dünnen Profilen und schlanken Rumpfformen hat auch noch eine weitere Ursache. Werden die Spitzenwinkel des Profils oder Körpers zu groß oder sind sogar abgerundete Nasen vorhanden (Bild 35b), dann ist die Umströmung des Körpers mit einer reinen Überschallgeschwindigkeit nicht mehr möglich.

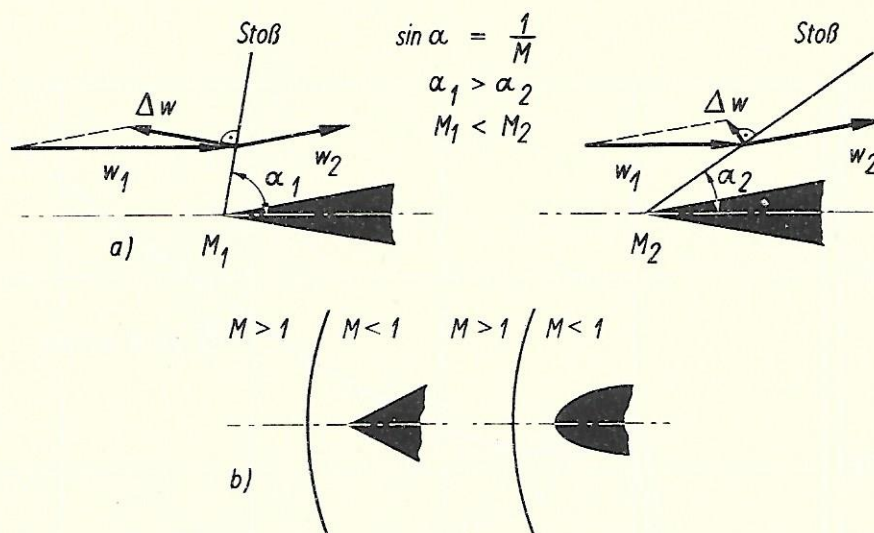


Bild 35. Überschallströmung

Es entsteht vor dem Körper ein senkrechter Verdichtungsstoß, der die Überschallgeschwindigkeit in eine Unterschallgeschwindigkeit umwandelt. Die in dem Verdichtungsstoß auftretenden Verluste sind jedoch die Ursache für den Überschallwiderstand. Daher ist also der Widerstand bei solchen kräftigen, vor dem Körper liegenden Verdichtungsstößen besonders groß. Die Erscheinung des vom Körper abgelösten Verdichtungsstoßes tritt um so leichter ein, je kleiner die Überschallgeschwindigkeit ist.

Die Auswirkung der kurz skizzierten Eigenschaften der Überschallströmung auf den Widerstand eines Profils zeigt Bild 36.

Man erkennt die starke Erhöhung des Widerstandsbeiwerts c_w bei der Machzahl 1. Bei größeren Machzahlen fällt der Widerstandsbeiwert wieder ab. Der Verlauf des Widerstands je m^2 Flügelfläche ergibt sich aus dem Widerstandsbeiwert c_w durch Multiplikation mit dem Flugstaudruck. Man sieht auch hier das außerordentliche Ansteigen beim Erreichen der Schallgeschwin-

digkeit. Dieses starke Ansteigen des Widerstands bei Schallgeschwindigkeit führte zur Prägung des Begriffs der Schallmauer. Nach Erreichen der Schallgeschwindigkeit ist die Änderung des Widerstands zunächst gering, bei höheren Machzahlen nimmt er annähernd proportional dem Staudruck wieder zu.

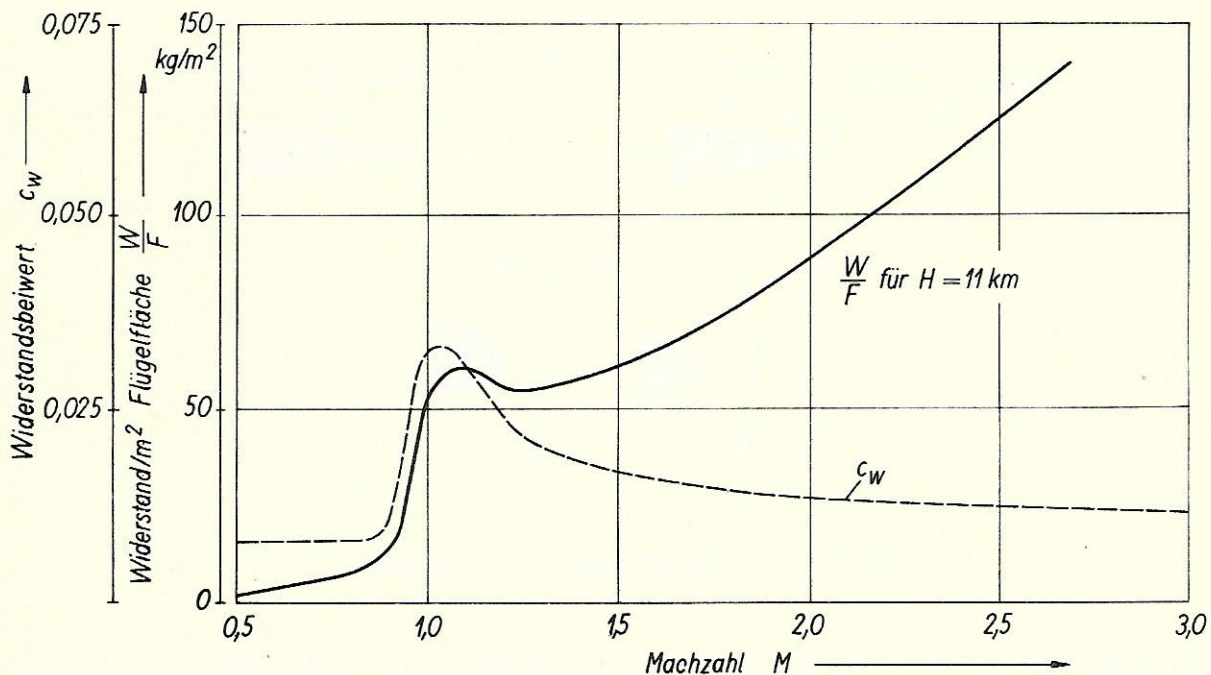


Bild 36. Schallmauer

Auch im Überschallgebiet ist eine Verringerung der Widerstände durch Pfeilung möglich. Das gilt allerdings nur solange, als die Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Flügelkante kleiner ist als die Schallgeschwindigkeit, d.h., solange der Machkegel vor der Flügelkante liegt. Erreicht der Machkegel die Flügelkante, so tritt eine mehr oder weniger große Widerstandserhöhung auf.

Bild 37 zeigt annähernd den Verlauf des Widerstandsbeiwerts über der Flugmachzahl für eine Reihe verschiedener Flügel. Den höchsten Widerstandsbeiwert erreicht der gerade Flügel bei Schallgeschwindigkeit. Die beiden Pfeilflügel von 45° bzw. 60° Pfeilung haben bei Schallgeschwindigkeit einen sehr viel kleineren Widerstandsbeiwert und erreichen ihre maxima-

len Werte in dem Augenblick, in dem, wie erwähnt, der Machkegel mit der Flügelkante zusammenfällt. Bei dieser Machzahl ist ihr Widerstand jedoch höher als der des ungepfeilten Flügels, und bleibt auch bei weiterer Steigerung der Machzahl etwas größer als der des ungepfeilten Flügels. Als vierte Flügelform ist ein sogenannter Dreieck-Flügel oder Δ -Flügel angegeben. Der Widerstand eines solchen Δ -Flügels ist bei gleichbleibender Gesamtbauhöhe aller verglichenen Flügel im gesamten Machzahlbereich niedriger als der der anderen Flügel.

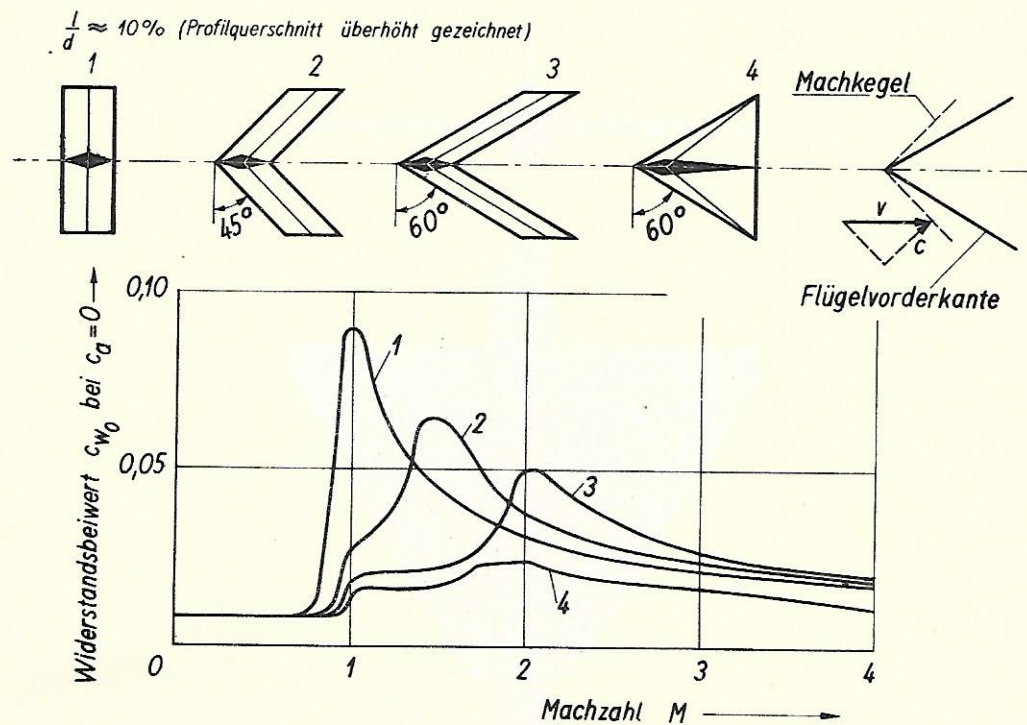


Bild 37. Flügelwiderstand bei Überschallflug

Bei geringen Überschallgeschwindigkeiten ist der Pfeil- oder Δ -Flügel dem geraden Flügel stark überlegen. Bei hohen Überschallgeschwindigkeiten tritt der ungepfeilte Flügel wieder in den Vordergrund.

Zwei Beispiele für ausgeführte Überschallflugzeuge zeigen die Bilder 38 und 39.

Das englische Flugzeug Fairey Delta 2 besitzt einen Δ -Flügel mit 4 % Profildicke (Bild 38). Es flog am 10. März 1956 offi-

ziellen Weltrekord mit einer Geschwindigkeit von 1882 km/h in einer Höhe von 11 km. Die erreichte Machzahl beträgt also $M = 1,7$.

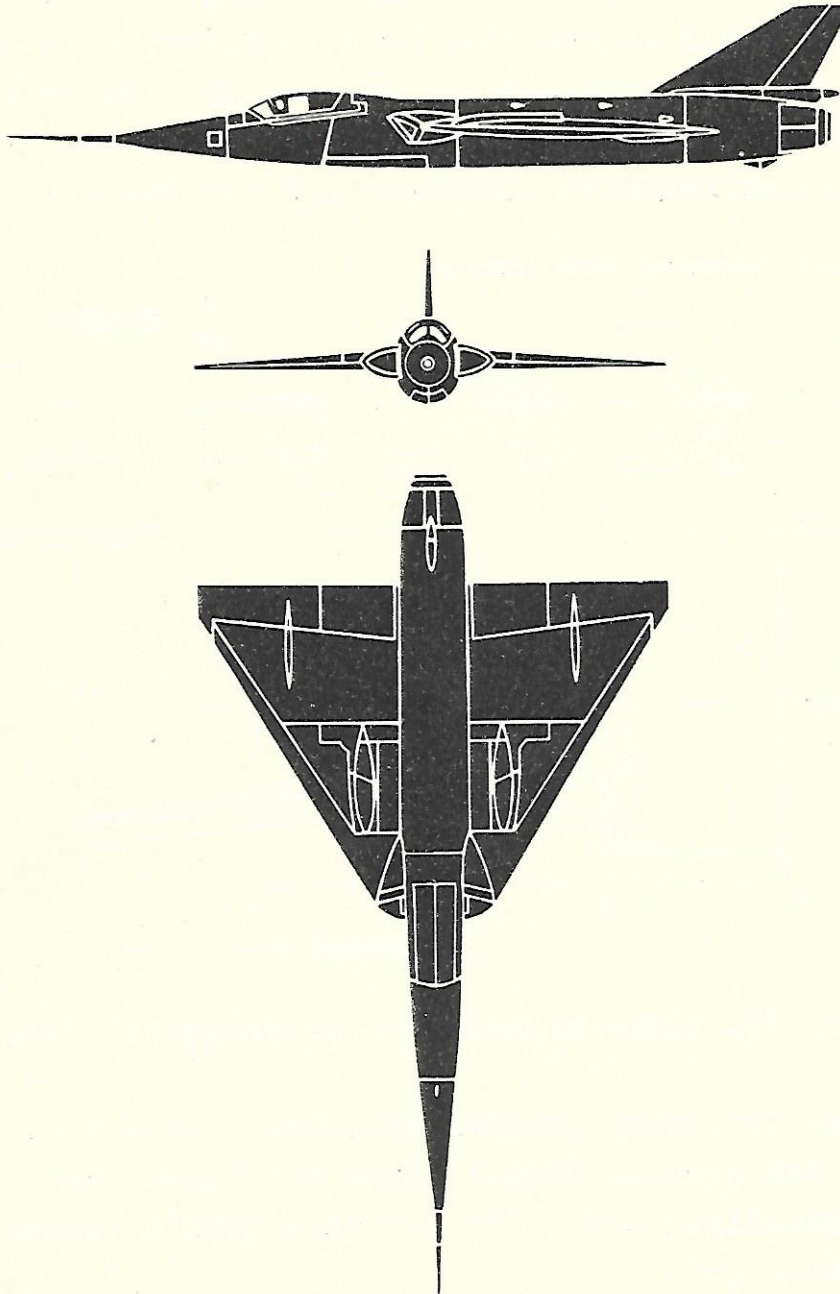


Bild 38. Überschallflugzeug Fairey FD 2

Im Bild 39 sieht man das amerikanische Forschungs-Flugzeug X-3, von dem jedoch keine Flugergebnisse bekannt sind. Auffällig

ist der außerordentlich spitze Rumpf. Das Flugzeug besitzt einen ungepfeilten Flügel und ist für Machzahlen > 2 ausgelegt.

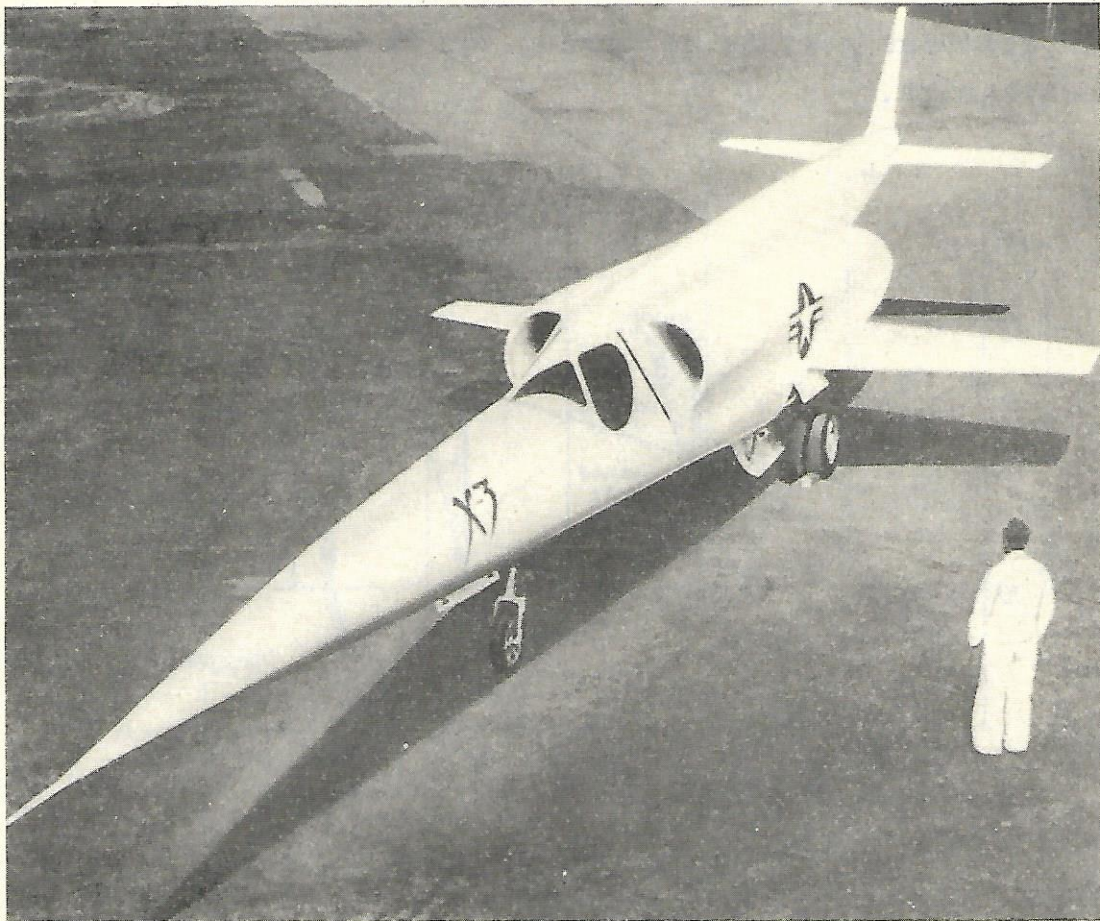


Bild 39. Douglas X - 3

2. Wärmemauer

Das zweite Problem, das oben erwähnt wurde, wird mit dem Begriff W ä r m e m a u e r gekennzeichnet.

Durch die Reibung der Luft an der Flugzeugoberfläche wird die Bewegungsenergie der Luft in Wärme umgewandelt. Diese Wärme heizt die Flugzeugoberfläche auf, und zwar um so mehr, je größer die Fluggeschwindigkeit ist und je länger der Flug dauert. Bei langer Flugdauer, wie man sie für Verkehrsflugzeuge annehmen muß, stellt sich an der Flugzeugoberfläche eine Gleichgewichtstemperatur ein, die bei wärmeundurchlässiger Wand und

Vernachlässigung der Wärmestrahlung gleich der Temperatur der wandnahen Grenzschicht ist.

In Bild 40 sind die Geschwindigkeiten angegeben, bei denen bestimmte Temperaturen erreicht werden. Die ausgezogenen Linien gelten für wärmeundurchlässige Wand; bei den gestrichelten Linien ist eine gewisse Abführung von Wärme durch Strahlung berücksichtigt.

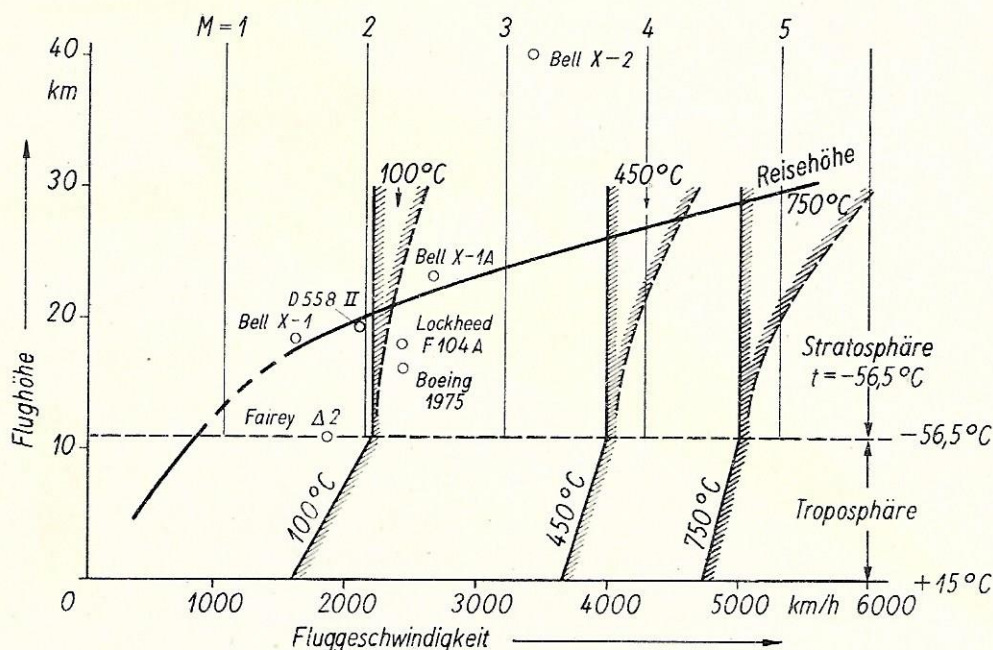


Bild 40. Wärmemauer

Eine Temperatur von 100°C tritt bei etwa 2000 km/h auf und stellt etwa die Erwärmungstemperatur dar, bis zu der die Verwendung von Aluminium-Legierungen festigkeitsmäßig zulässig ist. Bei Temperaturen, die 100 bis 150°C übersteigen, wird die Verwendung von Titanlegierungen oder rostfreiem Stahl als Werkstoff erforderlich.

Titanlegierungen können bis zu einer Temperatur von etwa 450°C Verwendung finden, die bei 4000 km/h erreicht wird. Bei weiterer Steigerung der Fluggeschwindigkeiten müssen Nickellegerungen oder rostfreier Stahl benutzt werden.

Die außerdem im Bild gezeigte Kurve gibt angenähert die bei den hohen Fluggeschwindigkeiten zu erwartenden Reisehöhen an. Die Reisehöhe ist, wie schon ausgeführt, durch den c_a -Wert

der besten Gleitzahl und durch die Flächenbelastung bestimmt. Mit steigender Fluggeschwindigkeit nimmt die günstigste Reishöhe zu.

Bild 40 zeigt weiterhin die Höchstgeschwindigkeit einiger Flugzeuge nach Schrifttumsangaben, u.a. sind drei Flugzeuge der amerikanischen Serie von Forschungsflugzeugen mit Raketenantrieb eingetragen.

Wie zu sehen ist, erreicht das Forschungsflugzeug X-2 eine Geschwindigkeit von 3500 km/h. Nach Schrifttumsangaben bestehen Flügel und Leitwerk aus rostfreiem Stahl, der Rumpf aus dickwandigem Nickel-Stahl, die Kabine ist wärmeisoliert; die Kabinenfenster bestehen aus temperaturfestem Spezialglas.

Eine Geschwindigkeit entsprechend $M = 2,2$ wurde von der Lockheed F 104 A erflogen. Die Lockheed F 104 A besitzt einen ungepfeilten Flügel mit einer Profildicke von 3,4 Prozent.

Schließlich ist auch das zu Anfang erwähnte Projekt eines Verkehrsflugzeugs von Boeing eingetragen, das im Jahr 1975 zum Einsatz kommen soll. Dieses Projekt liegt, wie zu erkennen, an der 100° -Grenze, so daß die Frage der zu verwendenden Werkstoffe für die einzelnen Bauteile sorgfältig geprüft werden dürfte.

Schlußbemerkungen

Diese Ausführungen seien mit einigen kurzen Bemerkungen über die Möglichkeit einer weiteren Steigerung der Reisegeschwindigkeit in der Verkehrsluftfahrt abgeschlossen.

Wie aus dem Bild 40 hervorgeht, scheinen einer weiteren Geschwindigkeitssteigerung ziemlich enge Grenzen gesetzt zu sein. Wegen der unvermeidlichen Aufheizung der Flugzeugoberfläche, der man wahrscheinlich nur in beschränktem Maße durch Kühlung begegnen können wird, werden von Verkehrsflugzeugen Reisegeschwindigkeiten von 3000 bis 4000 km/h selbst in weiterer Zukunft vermutlich kaum überschritten werden. Auch der Bereich der Reiserflughöhe ist nicht sehr groß und wird zwischen 10 und 30 km Höhe liegen, da zur Erzeugung des Auftriebs eine gewisse Dichte der Atmosphäre notwendig ist.

Erst bei weitgehendem Verzicht auf die Auftriebserzeugung durch Luftkräfte, also bei Flugkörpern, deren Aufstieg unter vorwiegender Ausnutzung des Triebwerkschubs erfolgt und deren Flugweg praktisch außerhalb der Erdatmosphäre liegt, sind weitere Steigerungen der Reisegeschwindigkeit möglich. Bei Betrachtung derartiger Flugkörper verlassen wir jedoch das Gebiet der Luftfahrt und treten in einen Bereich ein, der sich zwischen Luftfahrt und Raumfahrt befindet und über das Thema dieser Vortragsreihe hinausgeht.

Vortragsreihe der Kammer der Technik 1957

- | | |
|---------------------------|---|
| 1. Obering. Strobel: | Neuzeitliche Konstruktionen und Bauweisen |
| 2. Prof.Dr.phil.Cordes: | Das Strahltriebwerk als Flugzeugantrieb |
| 3. Prof.Dr.-Ing.Backhaus: | Einführung in Probleme der aerodynamischen Flugzeuggestaltung |
| 4. Dipl.-Ing. Freytag: | Entwicklungstendenzen in der Flugzeugfertigung |
| 5. Dipl.-Ing. Schmitt: | Schwingungsprobleme im Flugzeugbau |
| 6. Dipl.-Ing. Günther: | Festigkeitsprobleme des modernen Flugzeugbaus |
| 7. Dipl.-Ing. Jürgens: | Diesseits und jenseits der Schallmauer.
Aerodynamische Vorgänge bei Unter- und Überschallgeschwindigkeit |

Vortragsreihe der Kammer der Technik 1958

- | | |
|---------------------------|--|
| 8. Dr.-Ing. Claussnitzer: | Flugzeuggeräte und die elektrische Ausrüstung von Flugzeugen - ein Überblick |
| 9. Dr.-Ing. Mansfeld: | Organisation und Technik der Flugsicherung |
| 10. Dipl.-Phys. Schubart: | Grundlagen der gegenwärtigen und zukünftigen Raketenantriebe |
| 11. Dr.-Ing. Strauss: | Windkanäle als Arbeitsmittel für die Flugzeugentwicklung |

Bereits erschienen: Nr. 1, 2, 3, 4, 5, 10, 11 - 1959 erscheinen noch 6, 7, 8, 9. Die Bände der Vortragsreihe der K.d.T. können durch das "Technische Kabinett der K.d.T." im VEB Flugzeugwerk Dresden, Klotzsche, Haus 27, oder als Sammelbestellungen auch durch die Zentralstelle für Literatur und Lehrmittel, Liefer- und Bestellwesen, Dresden-N 2, Postfach 40, bezogen werden.

	<u>Bildverzeichnis</u>	<u>Seite</u>
Bild 1	Verkehrsflugzeug Junkers F 13 (aus "Junkers-Nachrichten" H. 9/36)	2
Bild 2	Verkehrsflugzeug Boeing B 707 (aus "Der Flieger" Nr. 13/1955)	2
Bild 3	Entwicklung der Leistungsdaten der Verkehrsflugzeuge	4
Bild 4	Entwicklung der Reise- und Landegeschwindig- keit der Verkehrsflugzeuge	5
Bild 5	Auftrieb eines Flügels	7
Bild 6	Wölbungsklappe - Spaltklappe	9
Bild 7	Junkers-Doppelflügel - Fowlerklappe	10
Bild 8	Doppelspaltklappe - Auftriebswert in Abhängig- keit vom Anstellwinkel (NACA Report Nr. 824)	11
Bild 9	Einfluß von Profildicke und Pfeilung auf den Höchstauftrieb	12
Bild 10	Einfluß der Flächenbelastung auf Start und Landung	13
Bild 11	Auftriebssteigerung durch Absaugen und Ausblasen	14
Bild 12	Auftriebssteigerung durch Strahlklappe	15
Bild 13	Gleitwinkelregulierung durch aerodynamische Bremsen	16
Bild 14	Induzierter Widerstand eines Flügels	18
Bild 15	Verlauf der Geschwindigkeit in der laminaren und turbulenten Grenzschicht	21
Bild 16	Reibungswiderstand einer Platte	21
Bild 17	Zulässige Oberflächenrauigkeit	22
Bild 18	Vergleich zweier Profile	23
Bild 19	Vergleich zweier Druckverteilungen	24
Bild 20	Profile gleichen Widerstands	25
Bild 21	Einfluß der Machzahl auf den Profilwiderstand	27
Bild 22	Ortliche Geschwindigkeit bei schallnaher Strömung	27
Bild 23	Einfluß der Profildicke auf den Widerstands- beiwert	29
Bild 24	Geschwindigkeitszerlegung beim schiebenden Flügel	29
Bild 25	Widerstandsanstieg bei Pfeilflügeln nach Rech- nung	30
Bild 26	Formgebung bei schallnaher Fluggeschwindigkeit	32
Bild 27	Steigerung der Reisegeschwindigkeit durch Ände- rung von Profil und Flügelform	33

Bild 28	Günstigster Reiseflug	Seite 34
Bild 29	Antriebsarten für Verkehrsflugzeuge und ihre Anwendungsbereiche	36
Bild 30	Einfluß der Flügelelastizität auf die Querruderwirkung	39
Bild 31	Einfluß der Machzahl auf die Längsstabilität	40
Bild 32	Aerodynamischer Ruderausgleich	41
Bild 33	Servosteuerung	43
Bild 34/ 35	Überschallströmung	45/47
Bild 36	Schallmauer	48
Bild 37	Flügelwiderstand bei Überschallflug	49
Bild 38	Überschallflugzeug Fairey FD 2 (aus "W. Green & G. Pollinger, The observer's book of aircraft, 1956, Frederick Warne & Co. Ltd., London & New York)	50
Bild 39	Douglas X-3 (aus "Interavia" Nr. 10/1956)	51
Bild 40	Wärmemauer	52