

Strömungsverhältnisse beim Fliegen nahe der Schallgrenze

Zu Beginn des Jet-Zeitalters gab es die verschiedensten Flügelgrundrisse. Heutzutage wundert man sich über diese Vielfalt, doch damals standen hinter jedem Flügelgrundriß felsenfest vertretene Entwurfsphilosophien, die sich auf eigene Forschungsergebnisse gründeten. So stand

im England der 1950er Jahre der Crescent- oder Sichelflügel hoch im Kurs. Heute kennt ihn kaum noch jemand. Dagegen hat der von Junkers 1946 entwickelte doppeltgepfeilte Flügel mit aufgedickter Wurzel und senkrecht stehender Wurzelhinterkante längst seine Überlegenheit bewiesen.

Bei Verkehrsflugzeugen mit ihren weitspannenden Tragwerken sind die gewählten Profilschnitte wichtiger als der Flügelgrundriß. Bei wendigen Jagdflugzeugen ist's umgekehrt, da kommt dem Grundriß größere Bedeutung zu als dem verwendeten Profil. Die bereits erwähnte Zirkulationsverteilung über der Spannweite hängt also vermittelt durch den Grundriß mit der örtlichen Auftriebsverteilung über dem Profil zusammen. Für das Fliegen nahe der Schallgrenze kommt dann noch die Reduktion von Verdichtungsstößen hinzu.

Flügelgrundrisse unterscheiden sich grob eingeteilt nach ihrer Streckung, ihrer Zuspitzung und nach ihrer möglichen Zusammensetzung aus verschiedenen Teilgrundrissen (die rechts stehende Tabelle früher Pfeilflügel gibt einen anschaulichen Überblick). Die Festlegung des Grundrisses ergibt sich aus der konstruktiv maximal zulässigen Flächenbelastung G_A/F und aus der maximalen Auftriebsbelastung c_A/F des Flügels für widerstandsarmen und momentenseitig günstigen Flug.

Am fliegenden Flügel baut sich genau so wie am Profil (Abb. 12) eine Druckverteilung, jedoch in Spannweitenrich-

Foto: Phil Rix

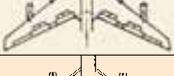
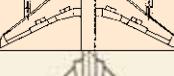
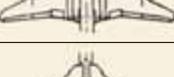


tung, auf. Diese Druckverteilung „dickt“ den Flügel zusätzlich auf, wodurch ein Widerstandsanstieg erfolgt. Um diesen klein zu halten, muß die Druckverteilung so flach wie nur möglich sein. Dies

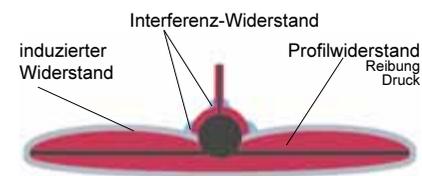
wird durch einen schlanken Flügel und einen kleinen Einstellwinkel des Flügels erreicht (Abb. 15). Der nahe der Schallgrenze entstehende Wellenwiderstand weitet die sich um das Flugzeug bilden-

Ein Blick über den Flügel der Comet 4 am Himmel über Kenia. Der Grundriß des Comet-4-Flügels war wenig verbessert gegenüber dem der Comet 1 und 2.

Pfeilflügel im Vergleich (nach Λ bzw. $1/\lambda$ sortiert)

Flügelaufriß	Typ/Land/Jahr	Flügelfläche Lauflänge l_μ (m)	Streckung Λ Zuspitz. $1/\lambda$	Pfeilwkl. $\phi_{0,25}$ Machzahl	Bemerkungen
	Tupolew Tu-95/114 UdSSR (1952/57)	311 m ² (5,70 m)	10,4 4	30° Mach 0,85	erster komplexer und hocheffizienter Pfeilflügel der UdSSR
	Boeing B-47 USA (1947)	133 m ² (3,75 m)	9,6 2,5	35° Mach 0,88	überschlanker Flügel mit konstanter Dicke – darum sehr biegsam
	Boeing B-52 USA (1952)	372 m ² (6,60 m)	8,5 2,86	35° Mach 0,93	Hinterkantensprung, Wurzelaufdickung, steifer als B-47-Flügel
	S.E. 210 Caravelle Frankreich (1955)	147 m ² 5,0 m	8,02 2,83	20° Mach 0,80	geringe Pfeilung mit günstiger Streckung, gute Klappenwirkung
	Douglas DC-8 USA (1958)	257 m ² 7,0 m	7,3 4,4	30° Mach 0,93	damals bestes Verhältnis von Streckung, Zuspitzung und Pfeilung
	Mjassitschew M-4 UdSSR (1953)	352 m ² 7,57 m	7,3 4,15	35° Mach 0,90	vereinfachter und gestreckter Junkersflügel der Ju/EF-132B
	Convair 880 USA (1959)	186 m ² (5,10 m)	7,21 5,6	36° Mach 0,94	Hochgeschwindigkeitsflügel mit größter Zuspitzung
	Boeing 707-120 USA (1957)	226 m ² 6,25 m	7,05 3,12	35° Mach 0,90	steifer Flügel einfacher Geometrie, 4 Profile, Wurzelaufdickung
	Boeing 707-420 USA (1960)	269 m ² 6,92 m	7,02 3,5	35° Mach 0,90	gestreckter B-707-120-Flügel, neue Hinterkante und Klappen, 5 Prof.
	Tupolew Tu-104 UdSSR (1955)	174 m ² 5,13 m	6,8 3,17	37/35° Mach 0,90	vereinfachter und verschlankter Junkersflügel der Ju/EF-132B
	DH 106 Comet 1 GB (1949)	188 m ² 5,57 m	6,54 4,37	20° Mach 0,74	optimierter Me-262-Flügel und zusätzl. Triebwerk-Verschwindeinbau
	Vickers „Valiant“ GB (1951)	219 m ² 6,30 m	5,7 4,55	40/21° Mach 0,85	Sichelflügel mit senkr. Hinterkante für gute Steuerkinematik
	HP-97 Civil-Victor GB (Projekt 1953)	248 m ² 7,0 m	5,6 3,6	45/41,5/31,5° Mach 0,90	komplizierter Sichelflügel, Pfeilung stetig mit Profildicke gekoppelt
	Junkers EF-132B Ostzone (Proj. 1946)	240 m ² 6,75 m	5,6 2,7866	35° Mach 0,84	Erster moderner Pfeilfl., hochkomplexe Form, geteiltes QR, angepaßte Dicke+Pfeilung, Wurzelaufdick., Strahlnutzung
	Dresden EF-152 DDR (1958)	138 m ² 5,43 m	5,01 2,0	35° Mach 0,88	früher sowjetischer Pfeilflügel (von MiG-15 überm. 1,5% aufgedickt)

de Stromröhre weiter auf, genauso der Profilwiderstand und der Interferenzwiderstand. Während aber der Profilwiderstand, der sich wiederum aus dem Reibungswiderstand an der Flugzeugoberfläche und aus dem Druckwiderstand der Druckverteilung zusammensetzt, sowie der Interferenzwiderstand feste Größen sind, ändert sich der indu-



Widerstandsverteilung im stationären Flug

Abb. 15

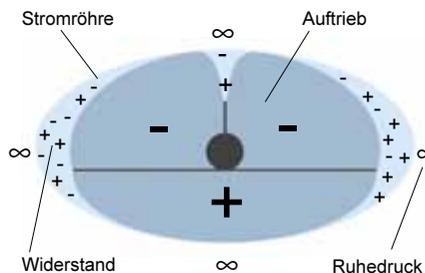
zierte Widerstand ständig und direkt mit dem Anstellwinkel. Bei Kurven und anderen Manövern kommen dann noch die induzierten Widerstände von Höhen- und Seitenleitwerk hinzu.

Den richtigen Flügelgrundriß zu finden bedeutet für die Aerodynamik, die c_A -Belastung über der Spannweite mit den Gewichtslasten des Flügels in Deckung zu bringen. Zugleich muß darauf geachtet werden, daß die c_a -Belastung nicht allzuweit über der c_A -Belastung liegt, aber auf alle Fälle noch unter der sogenannten Schüttelgrenze, wo wechselseitiges Strömungsablösen und Strömungsanlegen auftritt (Schütteln setzt die Lebensdauer der Zelle herab).

Die ideale Verteilung des Auftriebs ist die elliptische. Dafür ist kein Ellipsenflügel nötig, denn die Zähigkeit der Luft sorgt an den Flügelspitzen dafür, daß große Teile der eigentlich rechteckigen Auftriebsverteilung schon beim Rechteckflügel in Widerstand umgesetzt werden. Trotzdem kann die Zuspitzung des Flügels (linearisierte Ellipse) in der richtigen Größe zur Reduzierung des Widerstandes führen. Bei Überspitzung kann es aber auch leicht zur Strömungsablösung bei größeren Anstell-

winkeln kommen wegen zu hoher örtlicher c_a -Belastung an den Flügelspitzen. Sie kann vermieden werden durch einen kleineren Anstellwinkel an den Flügelspitzen (Verwindung des Flügels) oder durch eine andere Profilierung.

Für den Pfeilflügel bestand anfangs strömungsmäßig die große Schwierigkeit darin, daß die Strömung der Pfeilung folgte und bei nach hinten gepfeil-



Druckverteilung der Stromröhre

Abb. 16

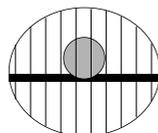
ten Flügeln dadurch zuerst an der Hinterkante der Flügelspitzen ablöste, was zum Verlust der Rollstabilität und, da die Querruder in diesem Bereich sitzen, auch noch zum Verlust der Querruderwirkung führte. Der Grund dafür liegt in der Tatsache, daß die Strömung immer dem Druckgefälle (Hoch zu Tief) folgt, wobei dieses Druckgefälle durch die mit der Pfeilung sich nach hinten verlagerten Profilschnitte zustande kommt. Alles weitere zum Pfeilflügel ist bereits im Kapitel über die Flächenregel erläutert worden.

Für Transportflugzeuge im hohen Unterschallbereich ist eine große Flügelstreckung, also das Verhältnis von Flügelspannweite zu Flügeltiefe, besonders wichtig. Große Streckungen führen zu kleinen induzierten Widerständen, weil $c_{wi} = c_a^2 / \pi \Lambda$, und damit zu großen Gleitzahlen und somit Reichweiten (Abb. 17/18). Das gilt aber nur, wenn die Profilierung so beherrscht wird, daß nur schwache Verdichtungsstöße sich ausbilden können. Und mit dieser Kunst

Abb. 16: Die sich um ein Flugzeug bildende Stromröhre besteht aus Auftrieb und Widerstand, was für die Strömung dasselbe ist, denn es ändern sich eigentlich nur die Fließrichtungen.

Abb. 17: Bereits der Rechteckflügel besitzt eine elliptische Verteilung der induzierten Geschwindigkeiten. Das rührt aus der Randreibung mit den ruhenden Geschwindigkeiten her.

Abb. 18: Die Auftriebs- bzw. Widerstandsverteilung



lung um einen Flügel mit kleiner Streckung und um einen mit großer Streckung.

Grafik unten: Flügelwiderstand beim Durchgang durch die Schallmauer. Der kleiner werdende Machkegel läßt den Widerstand danach wieder sinken.

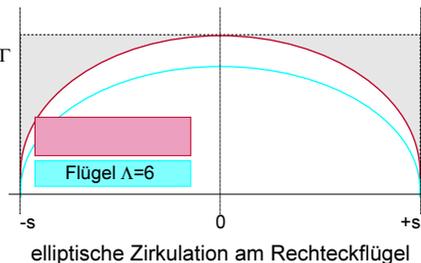
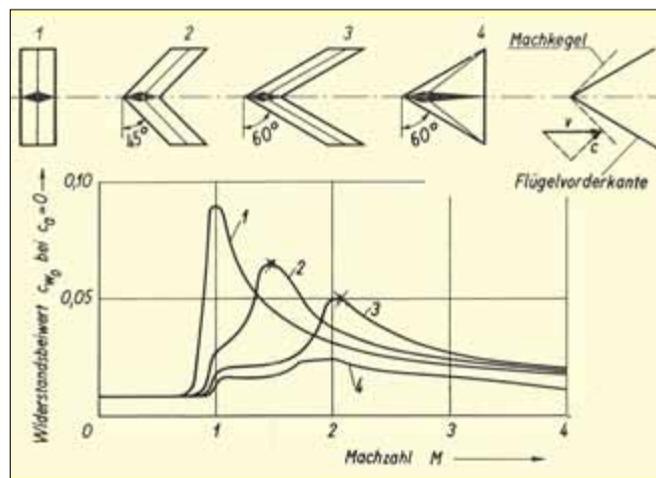


Abb. 17

sind wir beim wichtigsten Kapitel der Flügelgestaltung angelangt, nämlich der Zusammenstellung von verschiedenen Profilschnitten entlang der Spannweite und ihre Kombination mit einer geometrischen oder aerodynamischen Verwindung des Flügels, und der Einlagerung von Kontursprüngen zur Begradigung der Strömung, und die Einschnürung oder Aufdickung für die Einhaltung der Flächenregel.

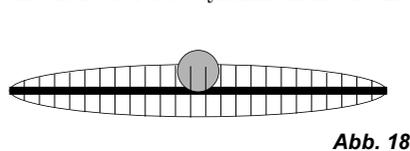
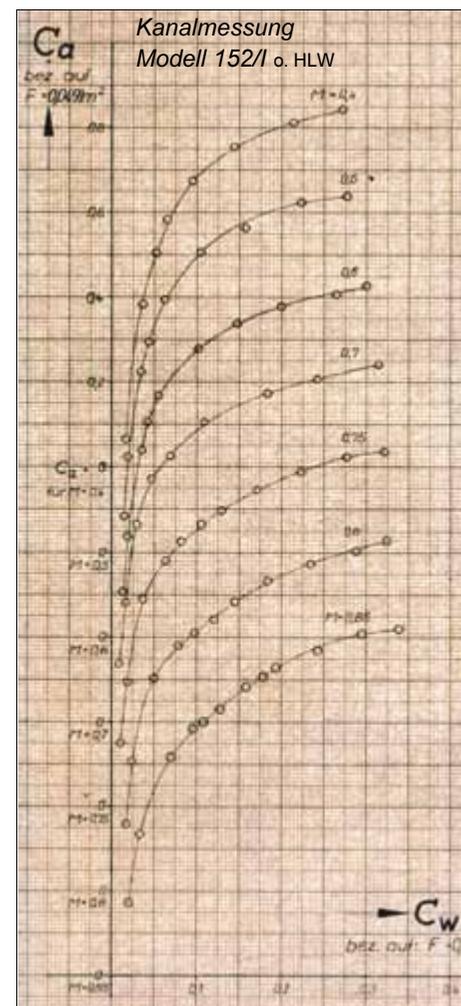


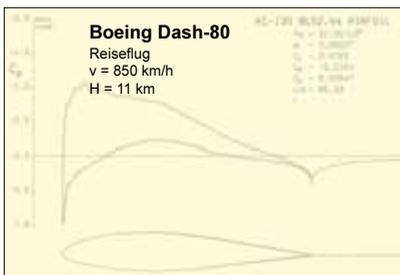
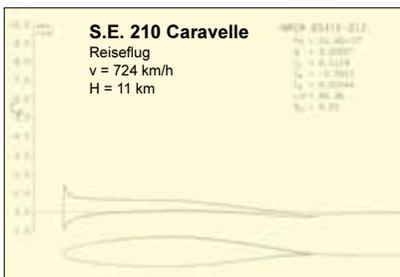
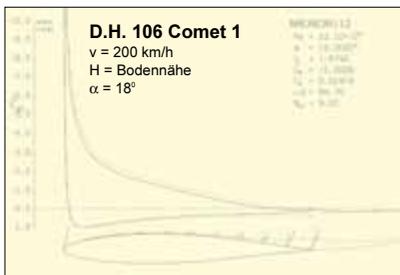
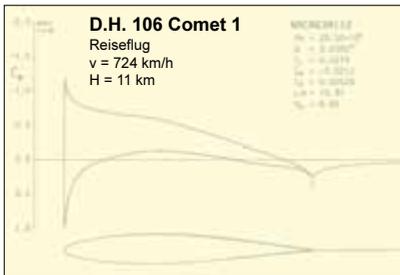
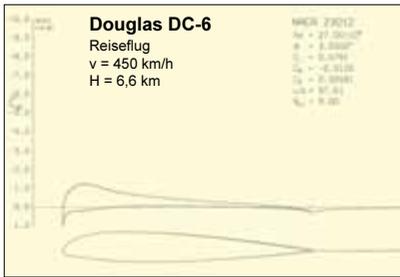
Abb. 18

Wie eingangs erwähnt, ist bei weitspannenden Flügeln die Profilierung besonders wichtig. Bei hohen Machzahlen müssen die Übergeschwindigkeiten so klein wie möglich sein, um keine Schall-

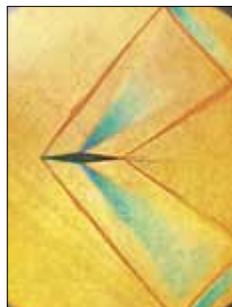
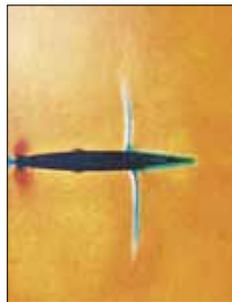
geschwindigkeiten zu erzeugen (diese Auffassung bestand am Anfang der Ju-287-Entwicklung; d.h. nur fliegen bis zu Mach kritisch). Eine einfache Rechnung für die Ellipse zeigt, daß man im Reiseflug kaum über M 0,8 käme, weil eine Ellipse vom Seitenverhältnis 1:8, das entspricht einer Profildicke von 12,5 %, eine Übergeschwindigkeit von 11,63 % erreicht. Dazu käme für das Leitwerk noch ein Sicherheitsabstand von 5 % sowie nochmal 5 % für den Anstellwinkel des Flügels. Man ist also gezwungen, für einen größeren Teil des Flügels Überschallströmung zuzulassen. Sie



x-Foil-Grafiken: Uwe Schönlebe

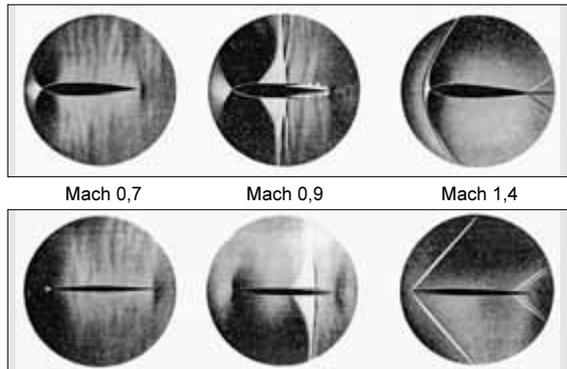


Die links untereinander stehenden 5 Grafiken zeigen die Druckverteilungen an den Flügelprofilen der DC-6, der Comet 1, der Caravelle und der Dash-80/KC-135 mit den Angaben zur Reynoldszahl, dem Anstellwinkel α , c_A , (c_L) , c_w (c_D) und dem Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand. Boeing erreicht die besten Werte und kombinierte darüberhinaus vier Profile entlang der Spannweite. Die Caravelle besaß dagegen nur ein einziges Profil.



Die beiden Farbaufnahmen von 1953 zeigen noch einmal schön die transsonische Strömung (oben), und eine Überschallströmung an einem Doppelkeilprofil (geringster Widerst.).

Grafik S. 64: Polaren der Dresden-152 bei verschiedenen Machzahlen (HK-Messung in Dresden 1957).



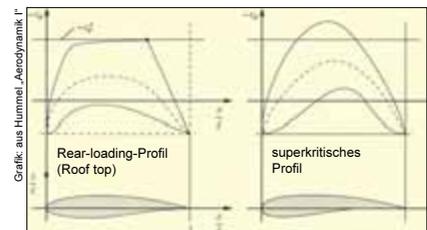
Strömungsverhältnisse an einem symmetrischen Unterschallprofil (obere Reihe) und einem dünnen und spitzen Überschallprofil (untere Reihe). Bei ähnlicher Druckverteilung erzeugt das dicke Profil bei Mach 0,7 mehr Auftrieb, bei Mach 0,9 aber auch mehr Widerstand. Beim Überschallprofil liegt bei Mach >1 der Stoß an der Spitze.

muß nur beherrscht werden. So hatte man bei Junkers die kritische Machzahl aus der Geometrie der Ju 287 mit Mach 0,76 errechnet, während man bei den Erprobungsflügen 1948 dann ohne größere Verdichtungsstöße auf Mach 0,92 kam. Die Reisemachzahl lag allerdings nur bei Mach 0,86.

Die ersten verwendeten sogenannten Laminarprofile (anliegende Strömung auf Oberseite ungefähr zwischen 45 bis 60 % der Flügeltiefe) stammten zumeist aus der NACA-6er-Reihe. So auch das der Comet 1 (NACA 63A112). Hier war gegenüber dem Ju-287-Profil die max. Wölbung sogar noch hinter das Dickenmaximum gelegt worden. Die Wölbung war mit 0,66 % aber noch kleiner als bei der Ju 287 (1 %), der Nasenradius dafür etwas größer. Genau so tastend waren auch die ersten Versuche z.B. bei Boeing. Für die B-47 verwendete man nur ein einziges Profil von 12 % Dicke und mit einem Geschwindigkeitsmaximum in 40 % der Flügeltiefe.

Frühzeitig (1950) stand jedoch fest, daß die Flügeloberseite sehr flach sein mußte und deshalb wenig Entwicklungspotential besaß. Die Unterseite mußte mehr zur Auftriebserzeugung herangezogen werden, was durch sogenanntes „Rear loading“ erreicht wurde, bei dem die hintere Flügelunterseite eingezogen wird, um einen Druckanstieg zu erzeugen. Das geschieht durch eine verstärkte Wölbung ($> 1,5 \%$), die zudem noch hinterm Dickenmaximum liegen muß.

Bei den neuesten Profil-Entwicklungen für superkritische Profile (Airbus) ist man zu einer eigenartig anmutenden Profilform gekommen. Eine richtig dicke runde Nase eröffnet das Profil, gefolgt von einer fast geraden Oberseite und einer deutlich gerundeten Unterseite übergehend in einen dünnen Auslauf mit einem mäßigen Rear-loading-Effekt an der unteren Hinterkante. Diese Form dürfte sich aber nicht nur aus den Geschwindigkeitsanforderungen ableiten, sondern auch aus den Anforderungen an Flügel in sehr großen Höhen mit relativ niedrigem Staudruck, wo die Reisegeschwindigkeit nur noch 15 % bis 20 % über der Minimalgeschwindigkeit liegt.



Mit der verbesserten Profilströmung kann man das Streckungsverhältnis des Flügels weiter vergrößern. In den frühen 1950er Jahren lag ein günstiges Λ bei 6, beim A 300 von 1972 schon bei 7,7 und beim A 340 von 1998 bei 10. Genauso verlief die Entwicklung bei der Zuspitzung von 2,6 bei der Ju 287 auf 5,0 beim Riesen-Airbus A 380. Und die einstigen Vorteile des Sichelflügels finden sich heute im Schwenkflügel wieder.