

# Praktische Aerodynamik

Teil I: Der Auftrieb

Teil II: Der Widerstand

Dieter Thomas  
Dipl.Ing. (FH), Testpilot

Vortrag im Rahmen der Fluglehrerweiterbildung 1992 in Frankfurt

Copyright:

D. Thomas FLIGHT TEST, Buchenstraße 15a, 82256 Fürstenfeldbruck  
Telefon: 08141/1 29 49; Telefax: 08141/1 84 24

## Teil I: Der Auftrieb

Auch heute, im Zeitalter der bemannten Raumfahrt, ist es immer noch weit verbreitet, die Grundlagen der Aerodynamik etwas sehr einfach darzustellen, obwohl die durchschnittliche Intelligenz des flugbegeisterten Nachwuchses bestimmt eine seriösere Behandlung dieses Themas zuließe.

So wird u.a. die Entstehung des Auftriebes am Flügel immer noch nach dem Venturi-Effekt erklärt, indem man einen Teil der durchströmten Venturi-Düse einfach wegnimmt und behauptet, daß die verbleibende gekrümmte Fläche durch Erzeugung eines Unterdruckes für circa 2/3 des Auftriebes verantwortlich sei.

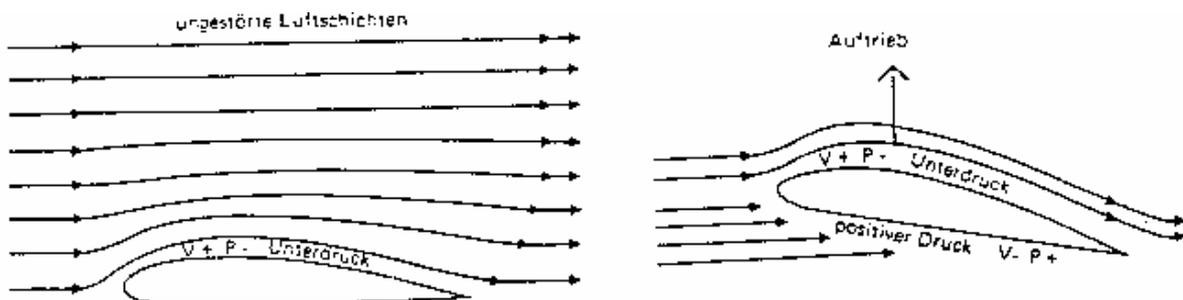
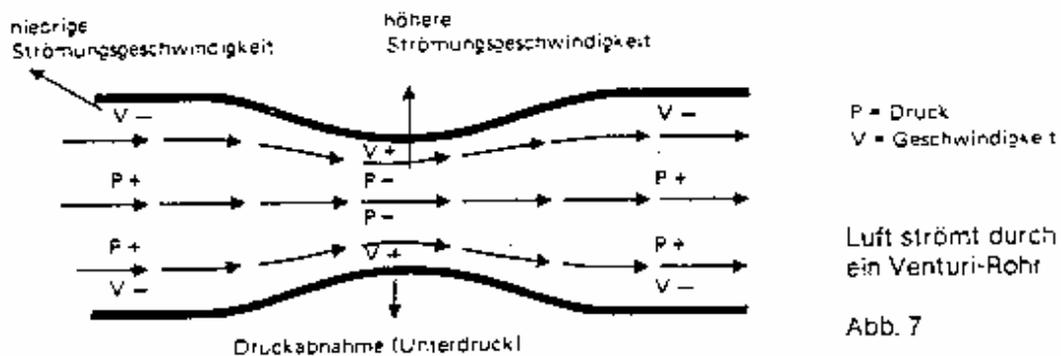


Bild 1: Erklärung des Auftriebes nach dem Venturi-Effekt.

Noch einfacher, aber wenigstens witzig und einprägsam, erklärt es Herr Mauch in seinem wunderschönen Büchlein "Kleine Hilfe für PPL-Anfänger" mit den laufenden Luftmännchen.

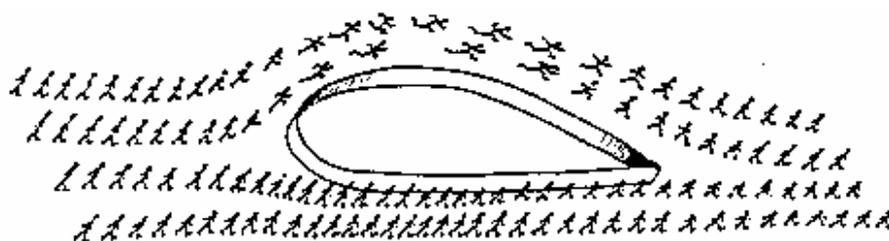


Bild 2: Entstehung des Auftriebes à la "Mauch"

Nun hat aber nach Vorarbeit von Kutta und Joukowsky insbesondere der berühmte Strömungsforscher Ludwig Prandtl schon 1914 festgestellt, daß eine parallele Strömung allein noch keinen Auftrieb erzeugen kann, sondern erst dann, wenn ihr eine Rotationsströmung überlagert wird, wie dies unter anderem beim sogenannten Magnus-Effekt sehr schön demonstriert werden kann.

Nach diesem Effekt erzeugt - unter Vernachlässigung der Wirbelbildung - ein Zylinder in einer Parallelströmung ein Strömungsbild entsprechend Darstellung A auf Bild 3. Wird dieser Zylinder nun in Rotation versetzt, so ruft er infolge der Grenzschichtreibung eine Kreis- bzw. Zirkulationsströmung entsprechend Darstellung B hervor.

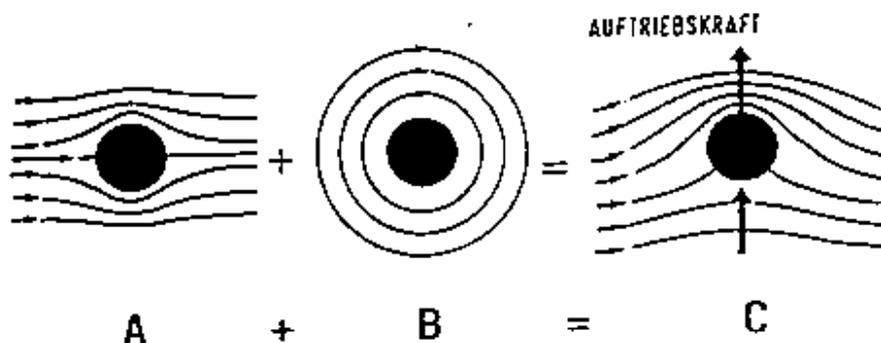


Bild 3: Magnus-Effekt

Durch Überlagerung der parallelen und der zirkulatorischen Strömung ergibt sich das tatsächliche Strömungsbild um den rotierenden Zylinder entsprechend Darstellung C. Wie daraus hervorgeht, ist dieses Strömungsbild unsymmetrisch und zeigt eine deutliche Ablenkung der Strömung durch den rotierenden Zylinder. Auf der Zylinderoberseite addieren sich Parallel- und Zirkulationsgeschwindigkeit, während sie sich auf der Unterseite subtrahieren. Die Strömungsgeschwindigkeit an der Oberseite ist daher größer als an der Unterseite. Demnach wirkt auf die Oberseite ein kleinerer Druck als auf die Unterseite (entsprechend der Gleichung von Bernoulli).

Steffi Graf, Boris Becker und Franz Beckenbauer beherrschen den Magnus-Effekt meisterhaft, indem sie durch gezielten Ballspin die verrücktesten Flugbahnen produzieren und ihre Gegner irritieren.

Analog zum Magnus-Effekt an einem Zylinder oder einem Ball kann nun auch am Tragflügel nur Auftrieb entstehen, wenn quer zur Anströmung ein Impuls auftritt, indem der Flügel Luft nach unten ablenkt.

Der Flügel ist also gezwungen, um sein eigenes Fallen zu verhindern, an seiner Stelle Luft nach unten zu werfen.

Kommen wir zurück zur Theorie von Prof. Prandtl:

Er hat als erster festgestellt, daß bei einem parallel angeströmten Flügel die Hinterkante im Rahmen des Druckausgleiches anfänglich am stärksten umströmt wird. Wenn nun aber die Strömungsgeschwindigkeit zunimmt, kann die Luft nicht mehr die Hinterkante umströmen. Sehr bald bildet sich aus dieser Umströmung ein Wirbel, der sogenannte Anfahrwirbel, der sich vom Profil löst und stromabwärts schwimmt.

Da ein Wirbel jedoch nie allein bestehen kann, sondern immer von einem zweiten, entgegengesetzt drehenden begleitet wird, bildet sich als Gegenbewegung unsere geheimnisvolle Rotationsströmung um das Profil, und erst jetzt trägt der Flügel seine Last.

Die Flügelzirkulation kann man in ihrer Wirkung auf die Umgebung durch einen oder mehrere im Flügel liegende Wirbel ersetzen, welche zusammen die Zirkulationsstärke darstellen. Den Auftrieb kann man dann mit der Kutta-Joukowski-Formel entsprechend der Größe dieser Zirkulation ziemlich genau berechnen.

Auftriebssatz nach Kutta-Joukowski:

$$A = \rho \cdot b \cdot V \cdot \Gamma$$

wobei  $\rho$  die Luftdichte,  $V$  die Fluggeschwindigkeit und  $b$  die Tiefe des dargestellten Flügelstückes bedeutet.  $\Gamma$  (groß Gamma) ist die Stärke der Zirkulation an diesem Flügelstück.

Aus diesem Grund ist es verständlich, warum die wichtigsten Flügelprofile eine mehr oder weniger scharfe Hinterkante besitzen, damit die Luft an dieser ausgeprägten Kante glatt abströmen kann.

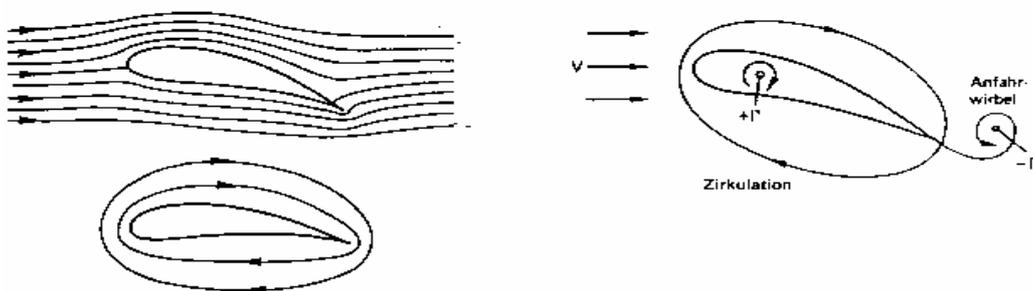


Bild 4: Entstehung des Wirbelpaares

Die Rotationsströmung bleibt so lange bestehen wie die Strömung anliegt.

Zu Anfahr- und Zirkulationswirbel gesellen sich dann noch die bekannten Randwirbel - im wesentlichen ein wohlgeflochtener Zopf aus kleinen Einzelwirbeln der Flügelhinterkante - um das ganze Gebiet hinter dem Flügel zu einer wohlorganisierten Wirbelfläche zu ergänzen.

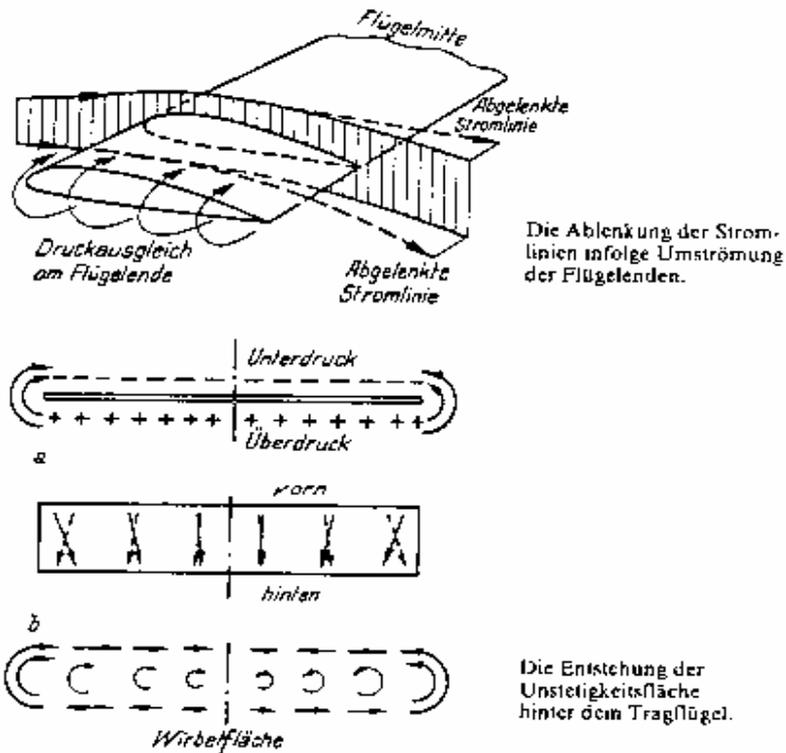


Bild 5: Entstehung der Wirbel am Flügel

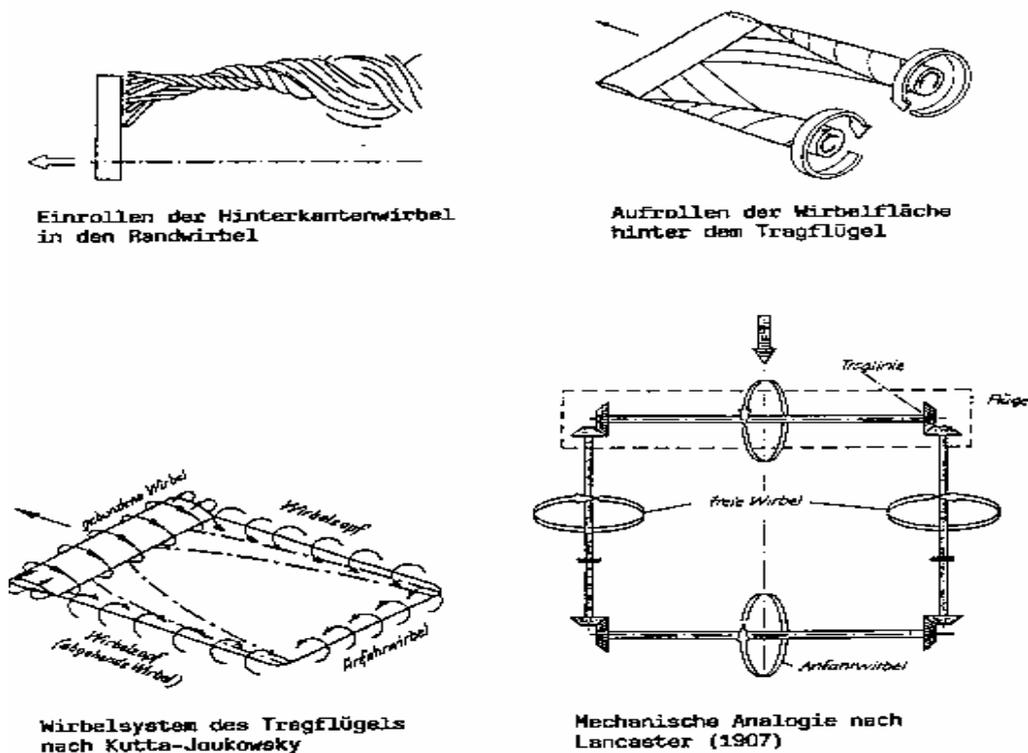


Bild 6: Wirbelsystem des Flügels

Ein Foto vom Anfahrwirbel hat Prof. Prandtl bereits 1934 in einem seiner Bücher veröffentlicht, wie Bild 7 zeigt.

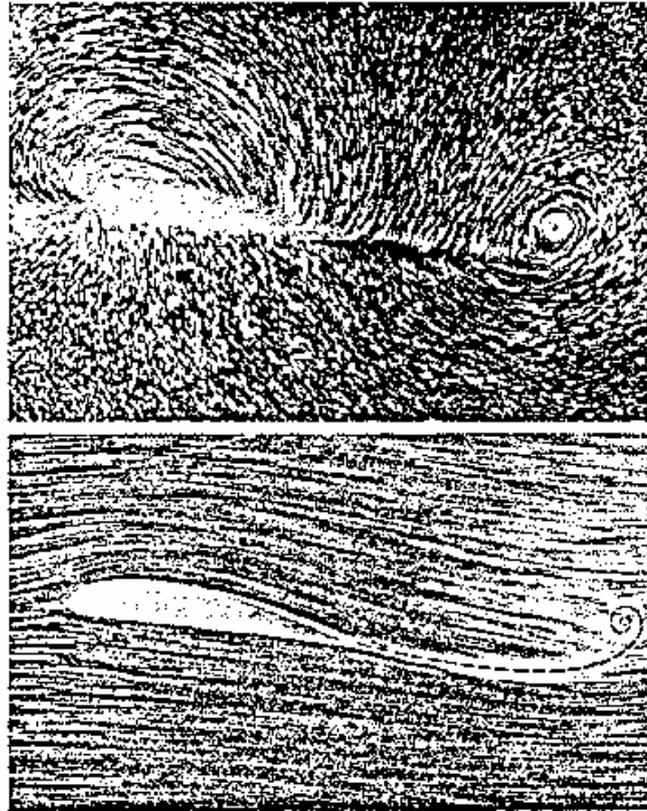


Bild 7: Stromlinienaufnahmen von Prof. Prandtl. (1934)

Ergänzend sei noch darauf hingewiesen, daß es mit der Parallelströmung allein heute sehr schwierig geworden ist, die Entstehung des Auftriebes an dem extrem dünnen Profil einer F-104 zu erklären oder gar bei den superkritischen Profilen, die eine starke Wölbung auch an ihrer Unterseite aufweisen.

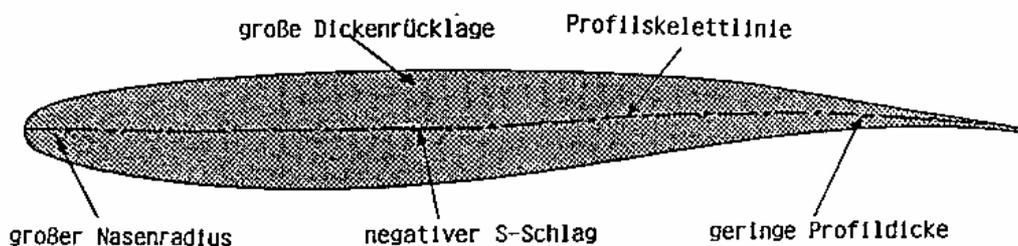


Bild 8: Transsonik-Profil des Airbus A 310

Zusammenfassend sollte man doch Überlegen, die Entstehung des Auftriebs an einem Flügel den Flugschülern so zu erklären, wie er nach heutigem Wissensstand am besten zu erklären ist und wie er schon in Lehrbüchern der "alten Deutschen" vor dem zweiten Weltkrieg erklärt wurde (Bild 9 aus P. Karlson "Der Mensch fliegt" von 1937).

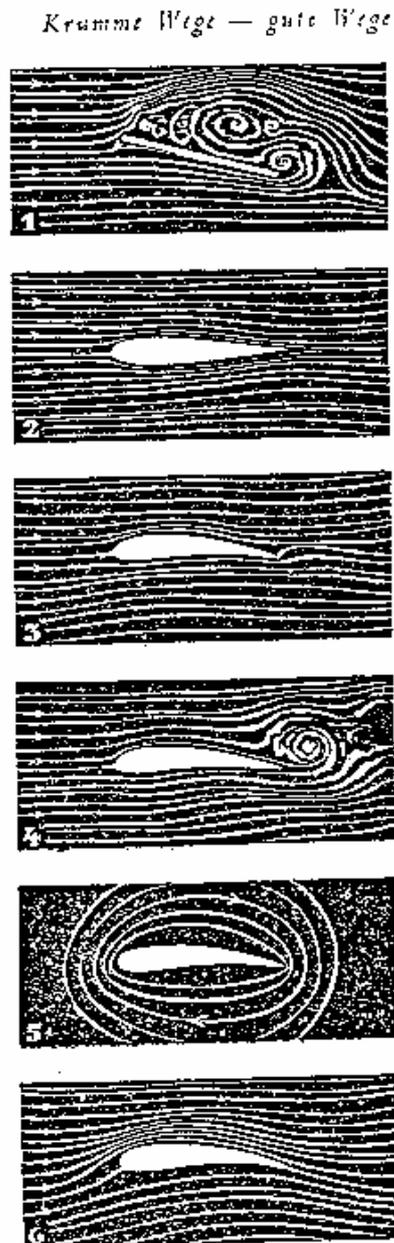


Bild 9: Entstehung des Auftriebs, Darstellung von 1937

## Die Auftriebsformel und ihre Umsetzung in die Praxis

In vielen Schulungsunterlagen wird die Auftriebsformel meist wie folgt dargestellt:

$$A = C_A \cdot q \cdot F$$

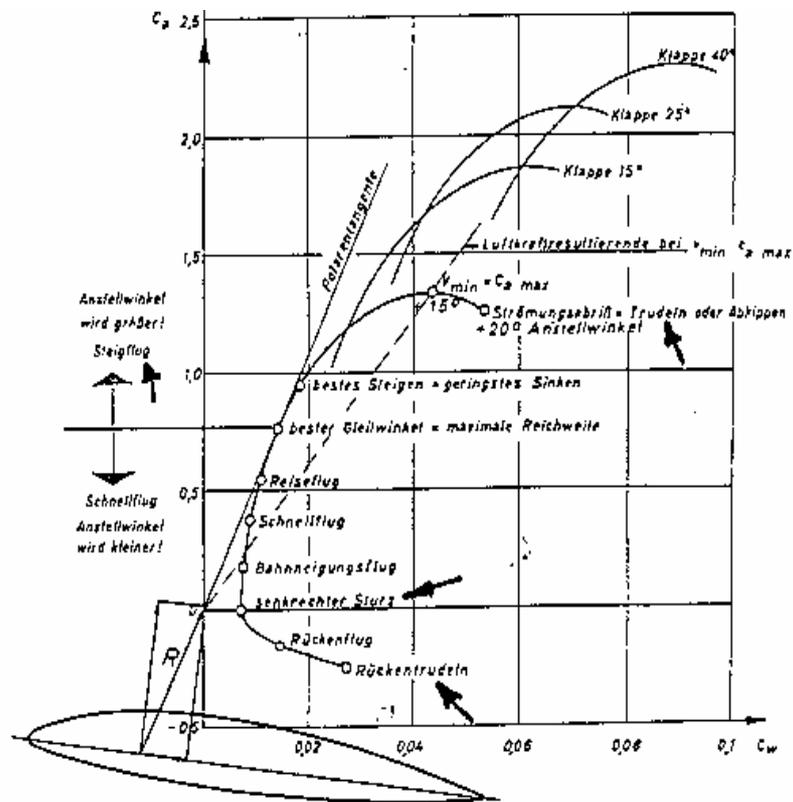
$C_A$  = Auftriebsbeiwert, der sich aus Form und Stellung des Körpers gegen die Luftströmung ergibt

$q$  = Staudruck der Luftströmung, welcher sich aus dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit und der Luftdichte ergibt

$F$  = Größe der Fläche des angeströmten Körpers in  $m^2$

Weitere Erklärungen und Anweisungen zur Handhabung der Formel fehlen oft.

Äußerst bedenklich sind mehrere Aussagen zum Lilienthal'schen Polardiagramm, wie es das Beispiel auf Bild 10 zeigt:



d 10: Polardiagramm nach Lilienthal

- Der Strömungsabriß darf keinesfalls gleichgesetzt werden mit Trudeln
- $C_A$  min ist nicht gleich Rückentrudeln
- Nullauftrieb kann nicht nur im senkrechten Sturz erreicht werden
- Großer Anstellwinkel ist nicht gleichzusetzen mit Steigflug
- Die  $C_A$ -Werte sollten als typisch erklärt werden oder der Flugzeugtyp muß genannt werden.

Grundsätzlich ist diese als Lilienthal'sches Polardiagramm bezeichnete Darstellung gut brauchbar für Aerodynamiker, die im Windkanal die Kräfte in den beiden Achsen direkt messen können.

Für die Flugzeugführer Ausbildung dürfte das aufgelöste Polardiagramm aussagekräftiger sein, da  $C_A$ ,  $C_W$  und  $C_M$  direkt in Abhängigkeit vom Anstellwinkel aufgetragen sind.

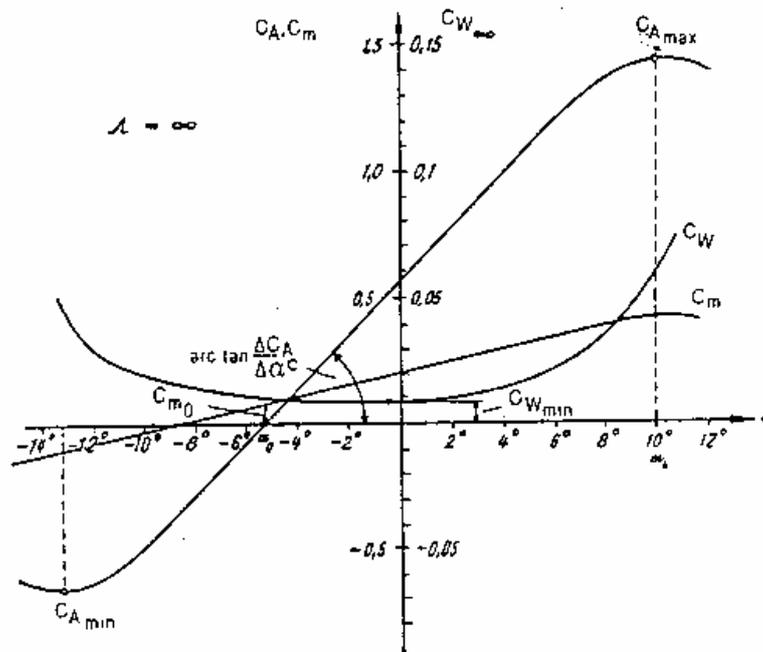


Bild 11:  $C_A$ ,  $C_W$  und  $C_M$  = Funktion von  $\alpha$  im aufgelösten Polardiagramm

Für den Flugzeugführer am verständlichsten ist aber die Darstellung, wie sie in USA bei der Militärpilotenausbildung verwendet wird: mit direkter Zuordnung von Anstellwinkel und Auftrieb(-beiwert) zur Fluggeschwindigkeit (Bild 13).

Zur Vervollständigung sei hier noch darauf hingewiesen, daß der  $C_{A \max}$ -Wert eines Flügels bzw. die in Flughandbüchern veröffentlichte Überziehgeschwindigkeit einer Verzögerung des Flugzeuges von 1 Knoten pro Sekunde entspricht.

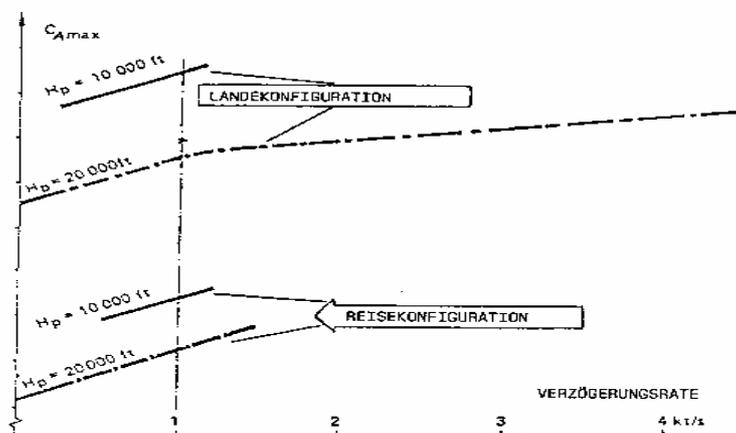


Bild 12: Höchstauftrieb = Funktion der Verzögerung

Verzögert man in der Praxis langsamer, so kann der Stall etwas früher einsetzen; verzögert man etwas schneller, so erreicht man deutlich niedrigere VS-Werte. Schuld daran ist wiederum die Rotationsströmung, deren Energie noch für eine gewisse Zeit vorhält, bevor der Auftrieb endgültig zusammenbricht. Einmal zusammengebrochen, braucht das Wirbelsystem bzw. die Flügelumströmung wieder eine gewisse Zeit, um sich neu zu formieren, dadurch entsteht eine sogenannte  $C_{Amax}$ -Schleife, welche im praktischen Flugversuch eindeutig nachgewiesen werden kann.

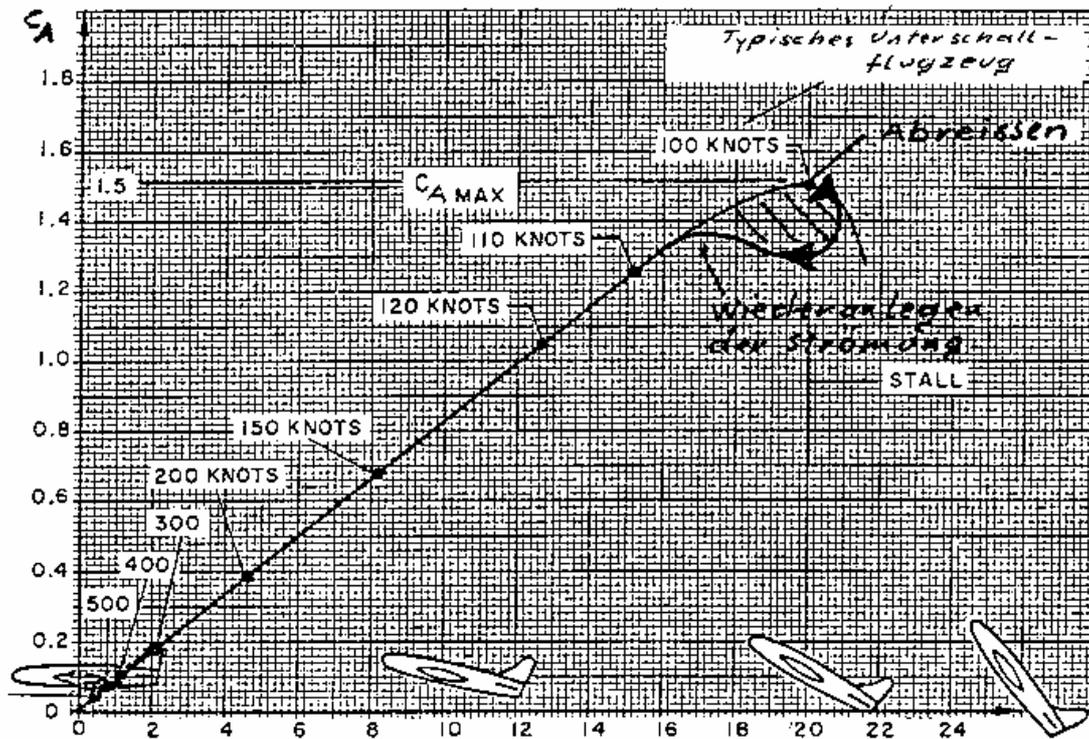


Bild 13: Auftrieb als Funktion des Anstellwinkels mit Flugeschwindigkeitszuordnung (gilt nur für ein bestimmtes Schulflugzeug)

Der Überzogene Flugzustand tritt also genau dann ein, wenn bei einem Anstellwinkel oberhalb desjenigen für den Höchstauftrieb die Auftriebskraft wieder abnimmt (und gleichzeitig der Widerstand deutlich ansteigt).

Falls dieser Flugzustand nicht umgehend und korrekt durch Reduzierung des Anstellwinkels korrigiert wird, kann sich u.a. ein sogenannter "Sekundär-Stall" und/oder auch ein Ausbrechen mit nachfolgendem Trudeln entwickeln.

Dies heißt aber, daß immer ein überzogener Flugzustand von zumindest einem Teil des Flügels vorausgeht, bevor die Maschine die gesteuerte Flugphase verläßt.

Die Ablösung der Strömung kann plötzlich oder allmählich vor sich gehen. Nach der Art des Ablöse- oder Abreißverhaltens kann man zwei charakteristische Verläufe für die Änderung des Auftriebsbeiwertes unterscheiden: einmal das brutale Abreißen und zum anderen das wünschenswerte harmlose überziehen mit allmählicher Auftriebsabnahme.

Vor der Rückkehr zur Auftriebsformel soll noch ein kurzer Blick auf das Flugbereichsdiagramm eines typischen Unterschallflugzeuges geworfen werden, um das Verhältnis von angezeigter zu wahrer Flugeschwindigkeit bzw. zur Machzahl über der Flughöhe besser zu begreifen.

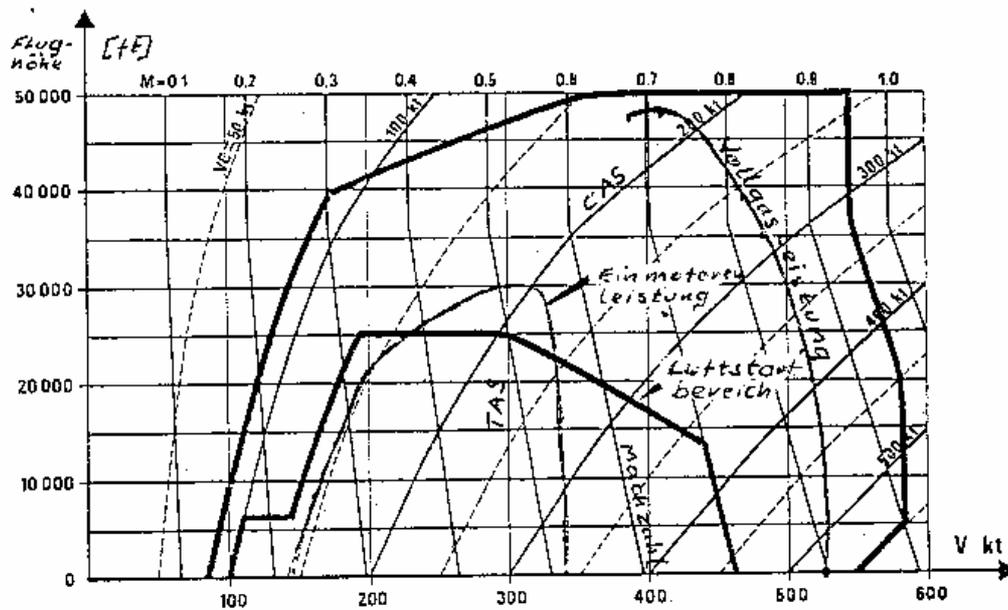


Bild 14: Flugbereich des Alpha-Jet

Da in einem Flugzeug mangels Bodenkontakt keine direkte Geschwindigkeitsmessung möglich ist, erhält man im Flug nur eine höhenabhängige Fahrtanzeige durch Verarbeitung gemessener Luftdrücke. So werden beispielsweise dem Piloten im Alpha-Jet, der in 40.000 ft Höhe mit 400 Knoten wahrer Fluggeschwindigkeit fliegt, nur 210 Knoten IAS bzw. eine Machzahl von 0,7 angezeigt.

Angezeigte und wahre Geschwindigkeit stimmen nur in einer Standardatmosphäre in Meereshöhe überein. Eine allgemein gültige Darstellung, wo auch die entsprechenden statischen und Differenzdrücke aufgeführt sind, zeigt Bild 15.

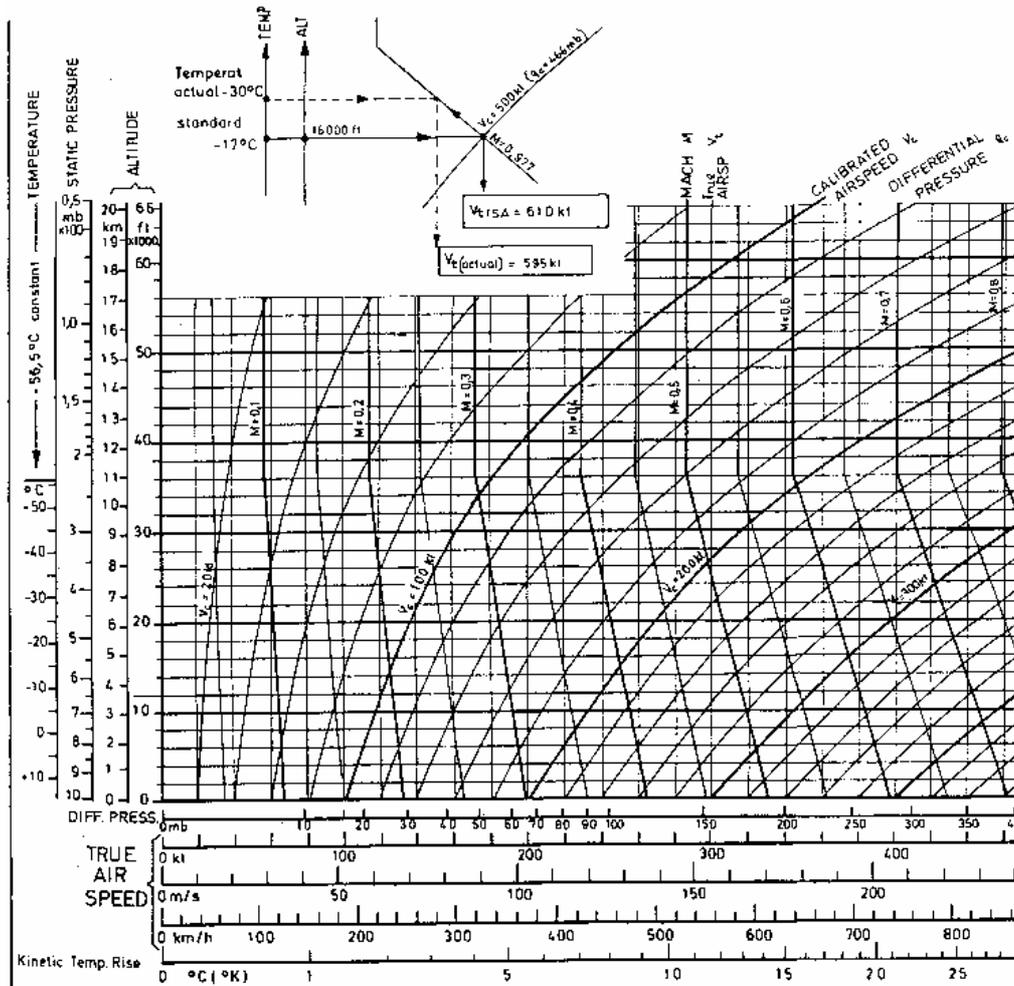


Bild 15: Allgemeines Flugbereichsdiagramm

Die unterschiedlichen Luftdruckrelationen bewirken gewisse Konsequenzen auch in der Behandlung der Auftriebsgleichung.

Da die wahre Fluggeschwindigkeit und der momentane Luftdruck nur selten zur Verfügung stehen, müssen die Piloten bzw. die Flugpraktiker auf andere Formen der Auftriebsgleichung ausweichen:

$$\text{Grundform: } A = nmg = 1/2 \cdot \rho \cdot F \cdot V_{TAS}^2 \cdot C_A$$

$$\text{Praxisform 1: } A = nmg = 1/2 \cdot \rho_n \cdot F \cdot V_{EAS}^2 \cdot C_A$$

- A = Auftriebskraft in Newton (N) [10 N circa 1 kg!]
- n = Lastvielfaches (-)
- m = Masse (kg)
- g = Erdbeschleunigung (m/s<sup>2</sup>)
- ρ = Luftdichte in Flughöhe (kg/m<sup>3</sup>)
- ρ<sub>n</sub> = Luftdichte in Meereshöhe der Standardatmosphäre (1,225 kg/m<sup>3</sup>)
- F = Bezugsflügelfläche (m<sup>2</sup>)
- V<sub>EAS</sub> = Äquivalente Fluggeschwindigkeit (m/s)
- V<sub>TAS</sub> = wahre Fluggeschwindigkeit (m/s)

$$\text{Praxisform 2 : } A = nm = 0,7 \cdot P_s \cdot F \cdot M^2 \cdot C_A$$

A = Auftrieb in kg

$P_s$  = statischer Umgebungsdruck (in  $\text{kg/m}^2$  ca. 10000 in MSL)

M = Machzahl (-)

Die Grundform ist diejenige, welche von Aerodynamikern in Windkanälen benutzt wird. Leider ist sie auch diejenige, welche in den üblichen, von Theoretikern verfaßten Lehrbüchern Verwendung findet. Meist wird dann auch vergessen, darauf hinzuweisen, daß es sich beim "V" um die TAS handelt.

Praxisform 2 ist eine recht elegante und ausreichend genaue Version, wenn eine Mach-Anzeige verfügbar ist. (Vorsicht: Luftdruck in hPa x 10: Ergebnis = kg)

Die Praxisform 1 ist für einfache (langsame) Flugzeuge recht brauchbar, wenn in nur geringer Flughöhe geflogen wird. Dann darf nämlich EAS gleich CAS gesetzt werden. Da CAS bei einer gut entwickelten Pitotanlage ungefähr IAS sein sollte, kann mit der abgelesenen Geschwindigkeit (m/s) und mit dem Standardwert der Luftdichte in Meereshöhe von 1,225 kg pro Kubikmeter gearbeitet werden. Unter Berücksichtigung der momentanen Masse der Maschine kann jetzt für jeden stabilisierten Flugzustand der Auftriebsbeiwert  $C_A$  berechnet werden.

Nach  $C_A$  umgestellt, lautet die Formel:

$$C_A = \frac{2 \cdot g \cdot n \cdot m}{\rho_n \cdot F \cdot V_{EAS}^2}$$

Für die weiteren Überlegungen im Rahmen der folgenden Ausführungen genügt es, wenn die unveränderlichen Faktoren dieser Formel als konstant (k) angenommen werden, d.h.

$$\frac{2 \cdot g}{\rho_n \cdot F} = K$$

und nur mit dem Rest des Bruches weitergespielt wird, somit ist:

$$C_A = K \cdot \frac{n \cdot m}{V_{EAS}^2}$$

In der Flugausbildung und in der praktischen Fliegerei interessiert hauptsächlich ein Sonderfall dieser Formel, nämlich dann, wenn der Auftrieb sein Maximum erreicht hat und die Strömung kurz vor dem Zusammenbrechen ist. Beim "Stall", dem überzogenen Flugzustand, gilt:

$$C_{A_{\max}} = K \cdot \frac{n \cdot m}{V_S^2}$$

$V_S$  = Überziehgeschwindigkeit - hier darf ohne weiteres CAS oder IAS eingesetzt werden (in m/s), da der Kompressibilitätseinfluß gering sein wird

Es ist leicht erkennbar, daß bei einer Massenerhöhung die  $V_S$  auch höher werden muß, um  $C_{Amax}$  zu respektieren, da  $C_{Amax}$  als Ergebnis bei der Berechnung ja konstant bleiben muß.

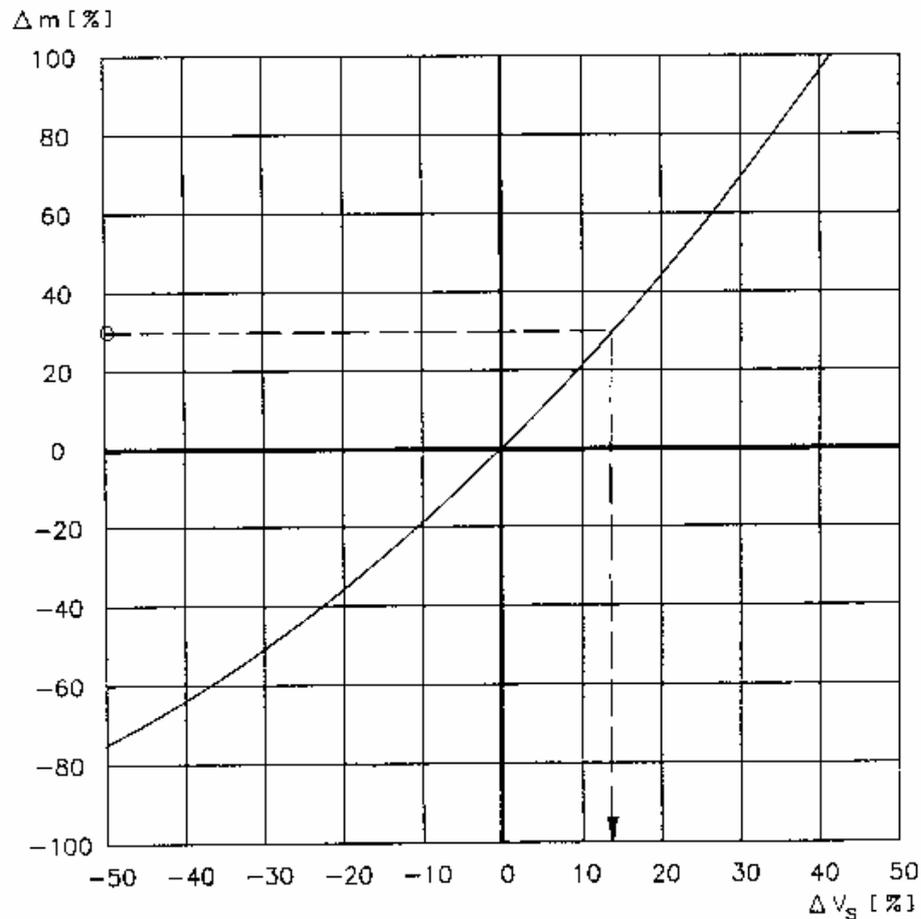


Bild 16: Einfluß von Massenänderung auf die Überziehgeschwindigkeit

Wichtiger noch als die mathematische Spielerei mit der Masse ist das Jonglieren mit dem kleinen "n", da seine Nichtbeachtung große, wenn nicht sogar katastrophale Wirkung haben kann. Keine Probleme gibt es im Geradeausflug, wo  $n = 1$  ist und nur die einfache Erdbeschleunigung auf die Maschine wirkt.

Im Kurvenflug kann sich die Situation jedoch schlagartig ändern, wenn bei mehr als 45° Rollwinkel zur Höhenhaltung und zum Kompensieren der Zentrifugalkraft das kleine "n" rasant größer werden muß.

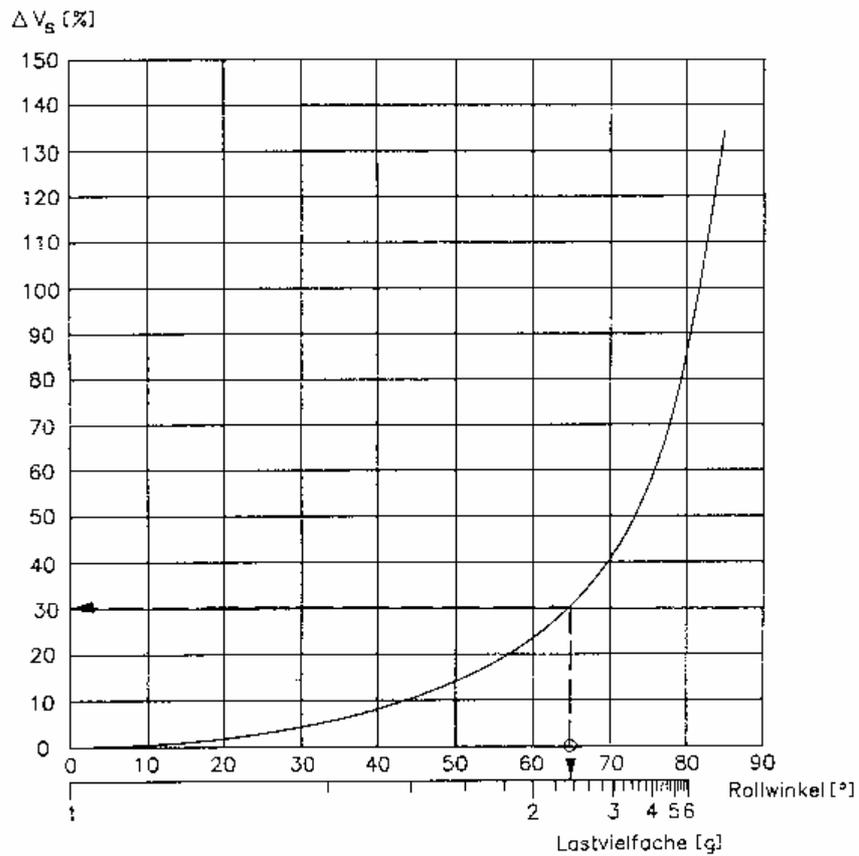


Bild 17: "n"- und  $V_S$ -Erhöhung im Kurvenflug

Ergänzend sei noch der Einfluß der Machzahl auf die  $C_{Amax}$ -Kurve erwähnt. Bild 18 zeigt den Einbruch des Maximalauftriebes nach überschreiten der kritischen Machzahl, wo Teile des Flügels durch lokale Schockwellen funktionsunfähig werden und der Stall bei wesentlich kleineren Anstellwinkeln erreicht wird.

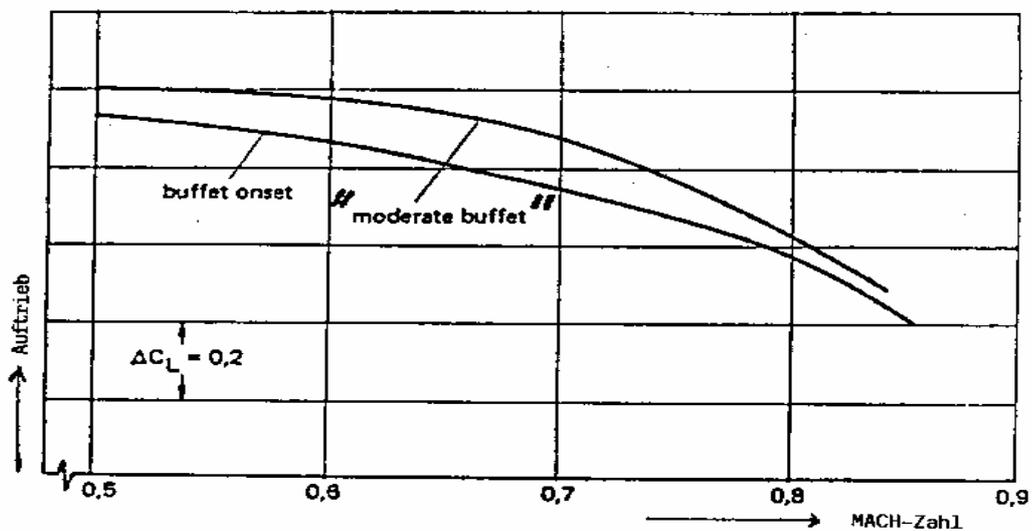


Bild 18: Buffet-Grenze

Der überzogene Flugzustand ist somit immer die Folge eines zu hohen Anstellwinkels, nicht jedoch einer zu geringen Fluggeschwindigkeit. Ein Stall kann grundsätzlich bei jeder Fluggeschwindigkeit erreicht werden, in jeder Fluglage und bei jeder Leistungseinstellung.

Bei gut entwickelten modernen Flugzeugprofilen ist es oft schwer, den Moment, in dem der Stall einsetzt, genau zu erkennen. Hat man eine Meßanlage installiert, wie dies beispielsweise bei Flugversuchen der Fall ist, wird die Angelegenheit etwas leichter, da man dann auf der Beschleunigungsspur den "g-break" genau feststellen kann. Das ist der Zeitpunkt, bei dem in der Verzögerung das Lastvielfache nicht mehr bei  $n = 1g$  gehalten werden kann, sondern es deutlich - meist abrupt - auf einen geringeren Wert absinkt, wenn die Maschine "durchsackt".

Im praktischen Flugbetrieb, wo keine Meßanlagen und nach dem Ertönen der Überziehwarnung oft keine weiteren künstlichen Anzeigen mehr wahrgenommen werden, gibt es eine weitere Definition des Stall, die sich so anhört:

"Der überzogene Flugzustand ist dann erreicht, wenn die erste Bewegung auftritt, die nicht vom Piloten gesteuert wurde."

Das heißt:

- ein Abnicken oder ein Aufbäumen um die Nickachse (pitch down oder pitch up)
- eine Schwingung in der Nickachse
- eine Schwingung in der Rollachse oder
- eine Gierschwingung
- ein Abkippen über den Flügel (um die Rollachse)
- ein seitliches Ausbrechen (um die Hochachse)

Ein Sonderfall, der die Mindestgeschwindigkeit eines Flugzeuges auch definieren kann, ist dann erreicht, wenn das Höhensteuer an seinem hinteren Anschlag ist, ohne daß der eigentliche Stall erreicht wurde. Dies kann dann auftreten, wenn der Flugzeugschwerpunkt weit vorne liegt und sehr viel Höhenruderausschlag zur Kompensierung des kopflastigen natürlichen Nickmoments erforderlich ist. In diesem Fall spricht man nicht von der Überzieh- sondern von der Mindestgeschwindigkeit  $V_{min}$ .

Wie schon in den Praxisvarianten der Auftriebsformel gezeigt, "stalled" ein Flügel auch bei zunehmender Flughöhe immer bei der gleichen äquivalenten Fluggeschwindigkeit (EAS), wobei für langsame Flugzeuge in niedriger Flughöhe, wo kein Kompressibilitätseinfluß wahrnehmbar wird, grundsätzlich angenommen werden darf (falls der Fahrtmesser genügend genau anzeigt):

$$EAS \div CAS \div IAS$$

Die Überziehgeschwindigkeiten sind im Flughandbuch oder im Pilot Operation Handbook (POH) dargelegt. Wie schon erwähnt, wurden die dort angegebenen Geschwindigkeiten im Flugversuch immer bei einer Verzögerungsrate von 1 kt/s und bei verschiedenen Konfigurationen ermittelt. Um darzulegen, um welche Konfigurationen es sich genau handelt, wurden die Geschwindigkeiten wie folgt definiert:

$V_{S0}$  = Überziehgeschwindigkeit oder Mindestfluggeschwindigkeit in der Landekonfiguration  
 $V_{S1}$  = Überziehgeschwindigkeit oder Mindestfluggeschwindigkeit in einer anderen als der Landekonfiguration. Die jeweilige Konfiguration muß dann genau definiert werden.

Eine weitere Überziehgeschwindigkeit, die als solche jedoch nicht unbedingt zu erkennen ist, ist die Manövergeschwindigkeit  $V_A$ , d.h. diejenige Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug gerade noch überzogen werden kann, ohne daß das zugelassene Lastvielfache überschritten wird. Sie stellt nämlich den Schnittpunkt zwischen der Höchstauftriebsgrenze und der positiven Lastvielfachengrenze dar, wie Bild 19 zeigt. Hier handelt es sich um die Darstellung der maximal möglichen Lastvielfachen als Funktion der Fluggeschwindigkeit auf dem V-n-Diagramm.

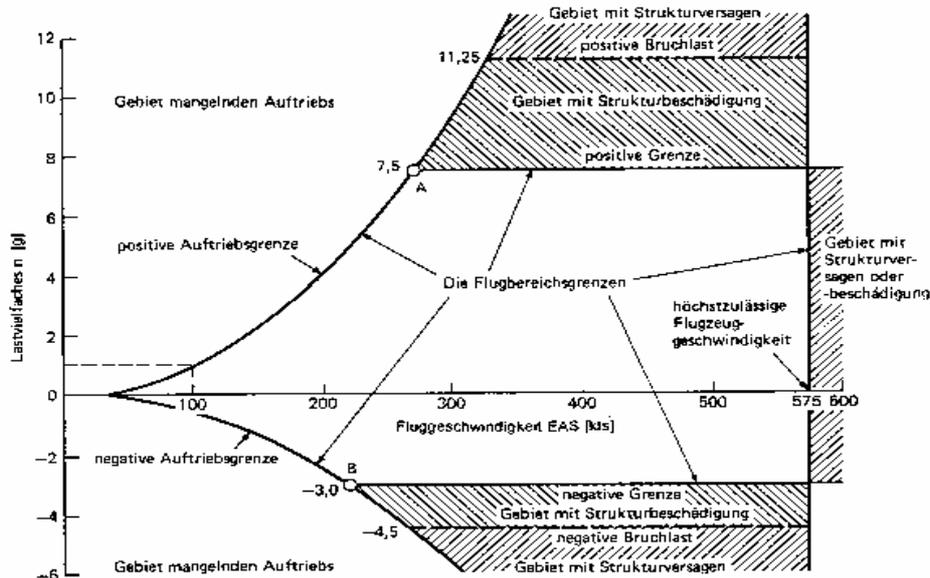


Bild 19: Flugbereichsgrenze eines typischen Strahltrainers für die Fortgeschrittenen-ausbildung

Auf dieser Darstellung ist das Lastvielfache über der EAS aufgetragen. Deshalb bleiben die Auftriebsgrenzen von der Flughöhe unabhängig - der Strömungsabriß erfolgt, wie schon erwähnt, immer bei konstanter EAS!

Das nachfolgende Bild ist aus dem Definitionsbericht eines Jet-Trainers entnommen. Auch hier wird das Lastvielfache über der Fluggeschwindigkeit dargestellt. Da aber die Auftriebsgrenze sich mit der Höhe in Richtung höherer Geschwindigkeit verschiebt, muß es sich zwangsweise um TAS handeln, obwohl dies nicht ausdrücklich erwähnt wird.

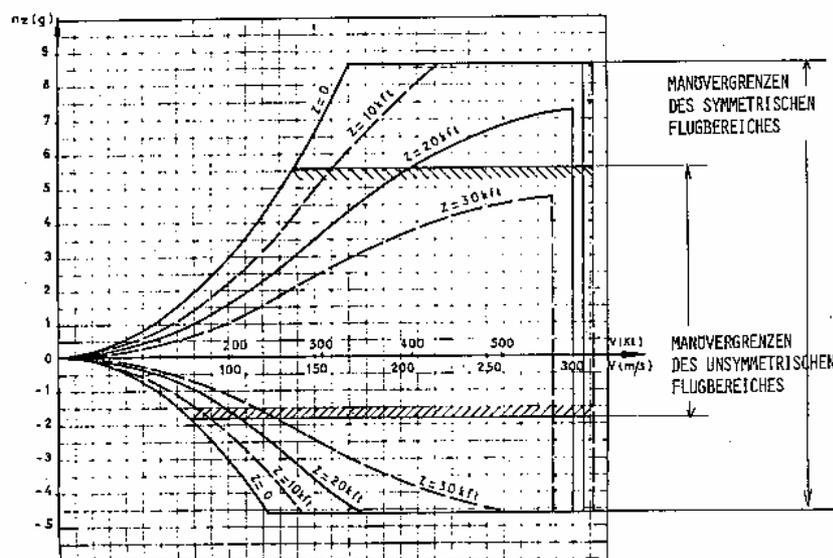


Bild 20: V-n-Diagramm eines Jet-Trainers für eine bestimmte Flugmasse

## Zusammenfassung

Zusammenfassend und ergänzend kann festgestellt werden, daß die Überziehgeschwindigkeit von mehreren Faktoren abhängt:

- Profil und Flügelform (kleiner Flügel/dünnes Profil - früher Stall)
- Verzögerungsrate (langsame Verzögerung - früher Stall)
- Flugmachzahl (hohe Machzahl - früher Stall)
- Masse (schweres Flugzeug - früher Stall)
- Lastvielfaches (in der Kurve - früher Stall)
- Schwerpunkt (vordere S-Lage - früher Stall)
- Konfiguration
  - Klappen
  - Fahrwerk
  - Luftbremsen
  - Motorkonfiguration (Power, Prop pitch, Cowl flaps)

Der Konfigurationseinfluß wurde in dieser Betrachtung noch nicht näher behandelt.

Dieser erste Teil "Der Auftrieb" wird mit den folgenden Definitionen zu einem praxisorientierten Abschluß gebracht:

Wenn ein Körper gegenüber einer ihn umgebenden Strömung angestellt wird, entsteht ein Wirbelsystem, welches u.a. eine Auftriebskraft quer zur Strömung in Richtung der Anstellung erzeugt.

Die Größe des Auftriebes ist abhängig von:

- Strömungsgeschwindigkeit
- Form des Körpers
- Dichte des umströmenden Mediums und
- Anstellwinkel relativ zur Strömungsrichtung innerhalb definierter Grenzen.

Im Falle eines in der Erdatmosphäre fliegenden Flugzeuges muß die Definition wie folgt eingegrenzt werden:

"Der Auftrieb ist eine Kraft, mit welcher die Erdanziehung überwunden werden kann, wodurch die freie Bewegung im Raum - das Fliegen - möglich wird".

Sie hat aber einen Widersacher, den Widerstand, der diesem Bestreben entgegenwirkt. Will der Mensch die Freiheit der dritten Dimension voll nutzen, muß er dem Widerstand mit einem entsprechenden "Energieaufwand" entgegentreten, wie im nächsten Kapitel dargelegt wird.

## TEIL II: Der Widerstand

(unvollständig - wird z.Zt. im Detail erarbeitet)

Analog zum Auftrieb, der positiven Luftkraft, tritt immer auch die unerwünschte Antikraft - der Widerstand - auf, da in unserer kausalen (technischen) Welt nichts umsonst zu haben ist. Bild 20 zeigt den Anteil von induziertem und Formwiderstand am Gesamtwiderstand, wiederum für ein typisches Unterschallflugzeug.

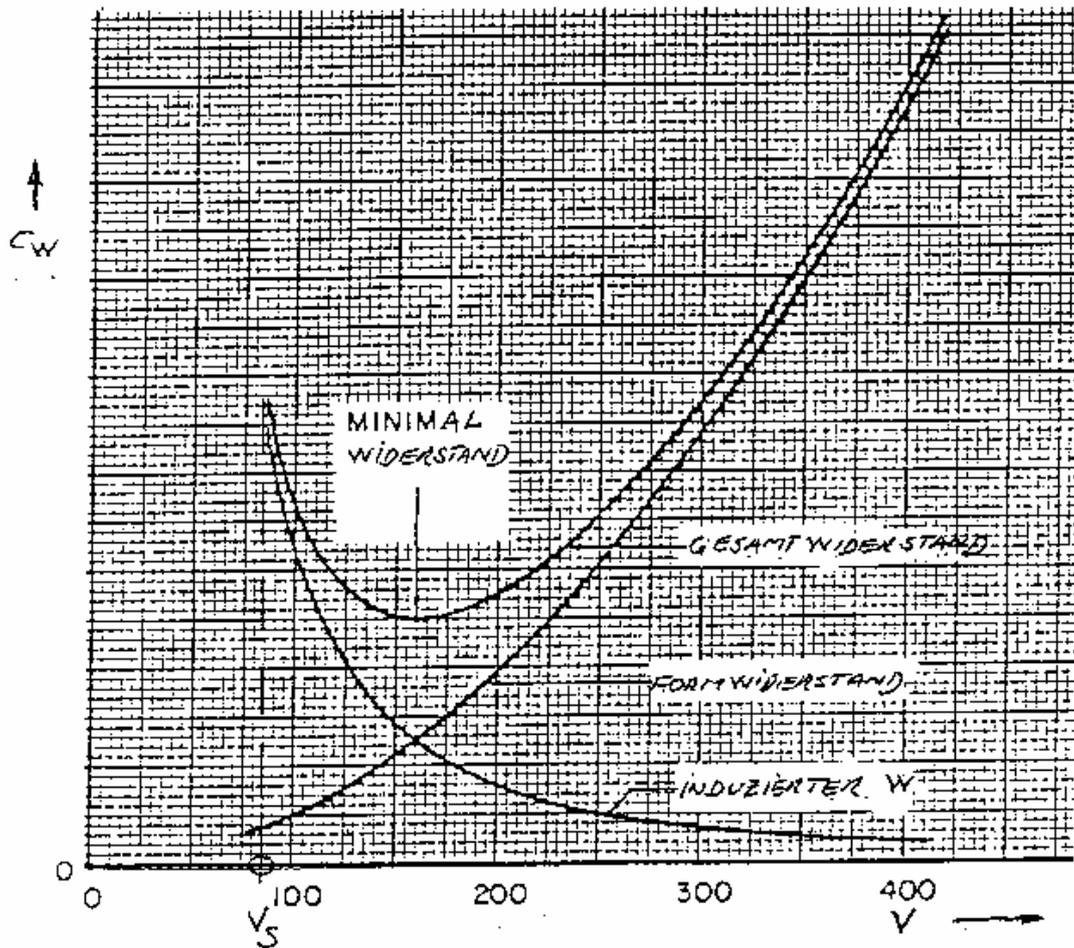


Bild 21: Widerstandskurve für ein typisches Unterschallflugzeug im Horizontalflug bei  $n = 1$

Da die Auftriebserzeugung bei herkömmlichen Profilen ziemlich ausgereizt ist, widmet sich die Luftfahrtforschung derzeit besonders stark der Widerstandsreduzierung, insbesondere um die Wirtschaftlichkeit beim Streckenflug zu erhöhen und um die Steigleistung bei Motorausfall bei mehrmotorigen Flugzeugen zu verbessern.

Von den Forschungsergebnissen an Militärflugzeugen im hohen Unterschallbereich, wo sich derzeit alles um sogenannte transsonische Profile dreht, hat auch der langsame Luftverkehr mit Propellerflugzeugen profitiert, da immer mehr superkritische Profile dort Verwendung finden und wo sogar die Propeller selbst inzwischen diese wirtschaftliche Form erhalten.

Was ist nun das besondere an dieser neuen Profilmfamilie?

Am Beispiel des TST, dem Transsonischen Tragflügel-Projekt auf einem Alpha-Jet, soll dies erläutert werden.

Bei konventionellen Profilen tritt im hohen Unterschallbereich bei der sogenannten kritischen Machzahl - meist an den stark gekrümmten Zellenteilen und somit auch auf der Profiloberseite - lokale Überschallströmung auf, wo sich über eine kleine Schockwelle die Strömung wieder verlangsamt und Unterschall erreicht.

Hinter dieser "Luftdruckmauer", einer echten Schallmauer, liegt die Strömung nicht mehr am Profil an, sie ist abgelöst. Nicht nur, daß die darin sich bewegenden Steuerflächen teilweise unwirksam werden, besonders unangenehm ist der dramatische Widerstandsanstieg an dieser Druckmauer.

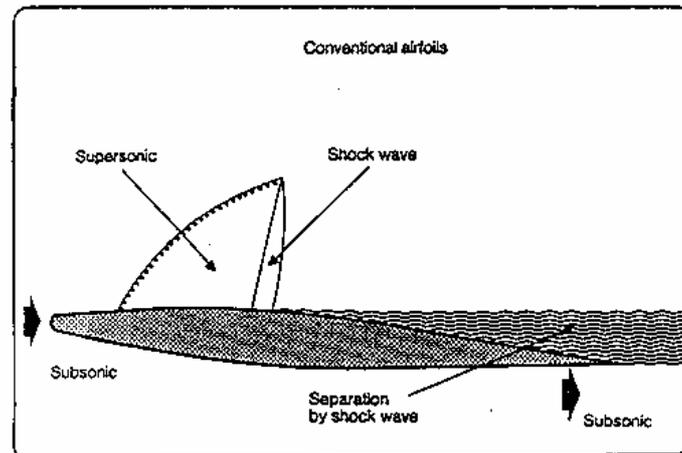


Bild 22: Lokale Überschallströmung mit Druckstoß bei einem konventionellen Profil

Für den Piloten manifestiert sich das Einfliegen in diesen Bereich durch ein deutliches hochfrequentes Zellenschütteln, genannt "buffeting". Das Fliegen wird dadurch ungemütlich, ungenau (Schießgrenze) und unwirtschaftlich.

Die neuen superkritischen Profile haben auf der Flügeloberseite auch eine Überschallblase, aber die Transition zurück zum Unterschall erfolgt bis zu einer lokalen Machzahl von 1,1 bis 1,3 progressiv, ohne daß sich ein Druckstoß entwickelt. Der Widerstandsanstieg bleibt daher in vernünftigen Grenzen.

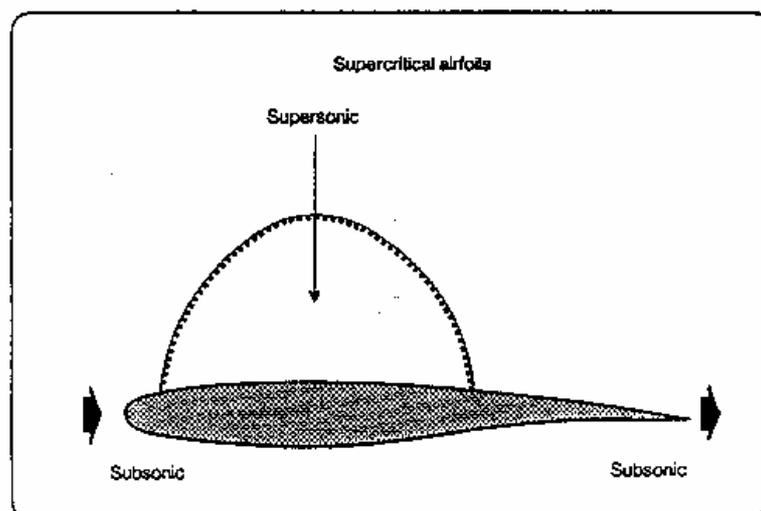


Bild 23: Lokale Überschallströmung mit progressivem Druckverlauf an einem transsonischen Profil

Charakteristisch an diesen Profilen ist (Bild 8 und Bild 23):

- ein größerer Nasenradius
- Wölbung der Unterseite
- S-Schlag der Profilhne
- relativ flache Oberseite
- zurückverlagerter Ort der größten Dicke

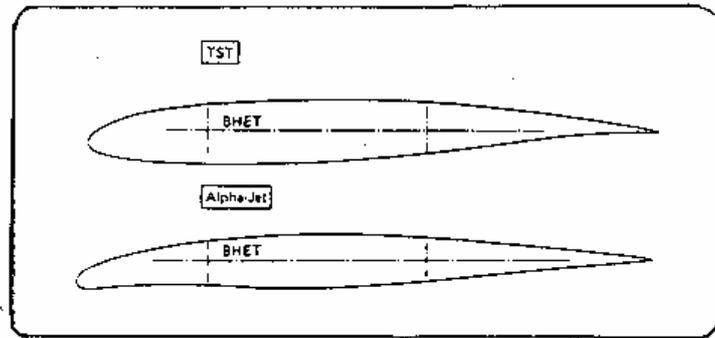


Bild 24: Vergleich des transsonischen mit dem klassischen Profil beim Alpha-Jet

Die zivile Variante, die daraus entwickelt wurde, das Profil DO A-5, findet heute bei Do-228/328 Verwendung (Bild 24).

An den Polen erkennt man gut die Widerstandsverringering im Reiseflug, besonders aber im Bereich, bei dem der Steigflug erfolgt. Nur so ist es zu erklären, daß die Do 228 bei Motorausfall im Vergleich zur Konkurrenz, die mit klassischen Profilen bei gleicher Antriebsleistung und Masse fliegt, 20% mehr Nutzlast einmotorig über ein vorgegebenes Hindernis bringen kann.

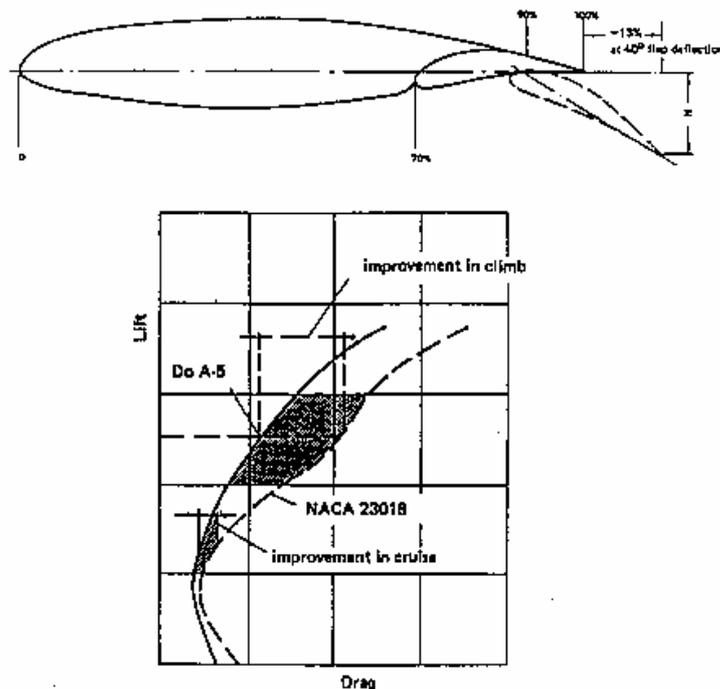


Bild 25: Do A-5-Profil und Polare im Vergleich zu einem herkömmlichen NACA-Profil

Die Vorteile der neuen Profildfamilie sind folgende:

- höhere, schüttelfreie Höchstgeschwindigkeit, das heißt höhere kritische Machzahl (Bild 25)
- höhere Reisegeschwindigkeit bei größerer Profildicke (Bild 26) durch die dickeren Profile mehr Tankvolumen im Flügel bei reduziertem Strukturgewicht
- durch den größeren Nasenradius und die größere Profildicke geringe Stallspeed, damit reduzierte Start- und Landegeschwindigkeit
- reduzierte "corner speed" (Wendegeschwindigkeit bei vorgegebenen Lastvielfachen) (Bild 27)

Wie überall, so ist auch hier nichts umsonst:

- Diese Profile sind rückwärts stark belastet, dadurch neigen sie zu Nickbewegungen bei Querruderausschlag und beim Schiebeflug.
- Bei Verschmutzung und bei Eisansatz verlieren sie oft deutlich an Qualität; dies darf bei der Streckenplanung nicht unberücksichtigt bleiben.

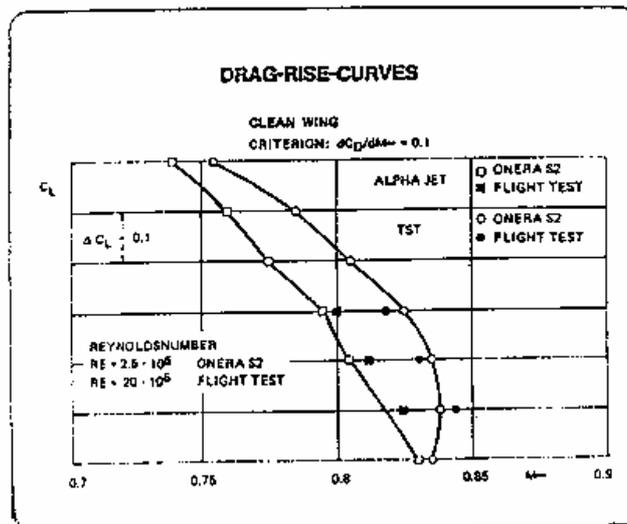


Bild 26: Widerstandsverlauf über der Machzahl beim Alpha-Jet im Vergleich zum transsonischen Tragflügel (TST)

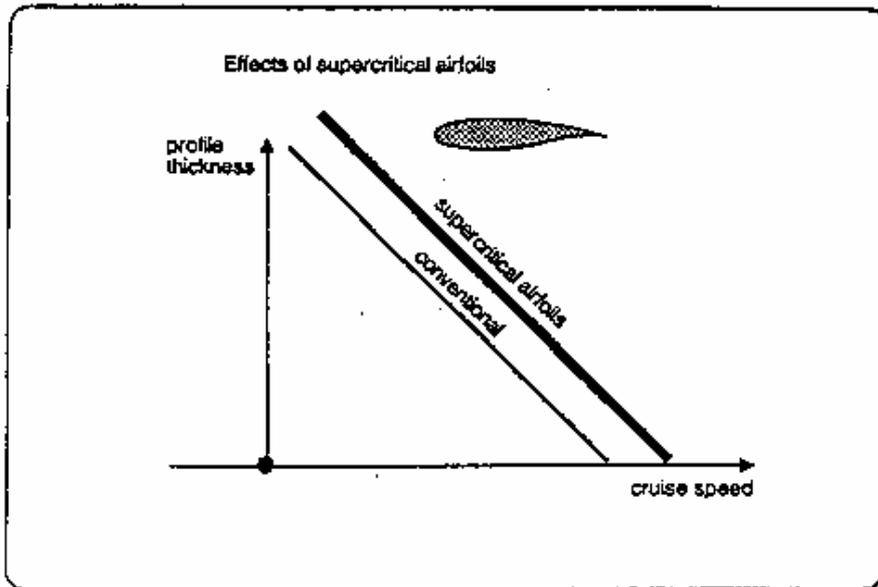


Bild 27: Vergleich der Profilstärken gegenüber der typischen Reisegeschwindigkeit bei konventionellen und transsonischen Profilen

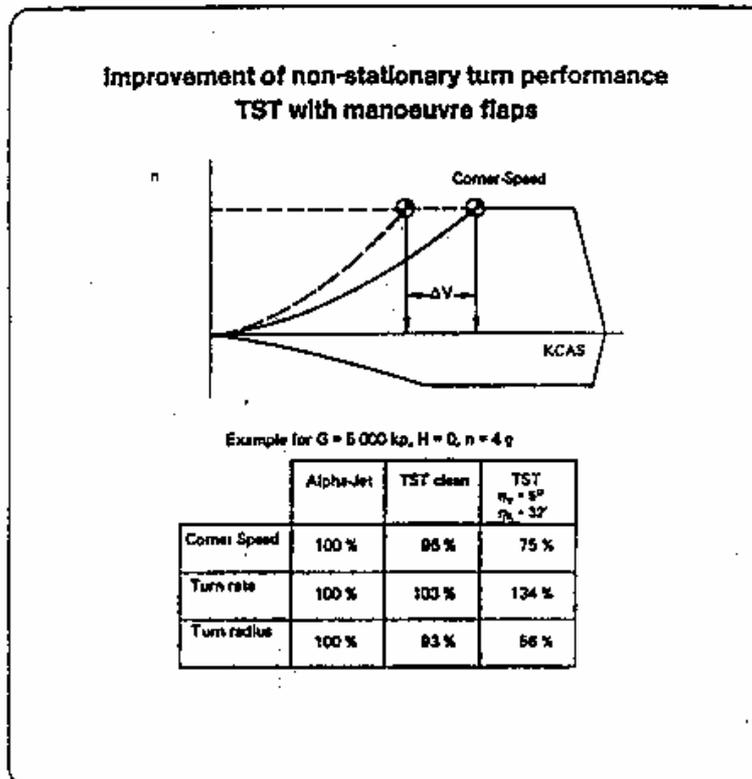


Bild 28: Verbesserung der Wendegeschwindigkeit (corner speed) des konventionellen Alpha-Jet-Flügels im Vergleich zum Ergebnis mit dem TST