

**Werner Heinzerling**

**Flügel­pfeilung und Flächenregel, zwei grundlegende  
deutsche Patente der Flugzeugaerodynamik.**

---

Dipl.-Ing. Werner Heinzerling  
Deutsches Museum München

## Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Einführung .....</b>	<b>3</b>
<b>2</b>	<b>Die Flügelpeilung.....</b>	<b>4</b>
2.1	Das Konzept der Flügelpeilung.....	4
2.2	Die erste Formulierung des Pfeilflügelkonzepts .....	4
2.3	Windkanalversuche bestätigen den Pfeilflügeleffekt.....	5
2.4	Der Pfeilflügel wird zum deutschen Geheimpatent .....	6
2.5	Der Pfeilflügel wird in Deutschland entwickelt und in Strahlflugzeugprojekten angewendet .....	6
2.6	Das Pfeilflügelkonzept von Robert T. Jones bei der NACA 1945 .....	7
2.7	Die Auswirkungen der deutschen Pfeilflügelarbeiten auf die Entwicklung bei den Alliierten nach 1945 .....	8
<b>3</b>	<b>Die Flächenregel .....</b>	<b>9</b>
3.1	Das Konzept der Flächenregel.....	10
3.2	Die Flächenregel wird entdeckt.....	11
3.3	Das deutsche Patent für die Flächenregel.....	12
3.4	Die erste praktische Anwendung der Flächenregel in deutschen Flugzeugprojekten .....	13
3.5	Die zweite Entdeckung der Flächenregel in den USA.....	13
3.6	Die Flächenregel für Überschallgeschwindigkeit .....	15
<b>4</b>	<b>Der Zusammenhang zwischen Flächenregel und Flügelpeilung .....</b>	<b>16</b>
<b>5</b>	<b>Zusammenfassung .....</b>	<b>16</b>

## 1 Einführung

Alle schnellfliegenden Verkehrsflugzeuge wenden seit Jahrzehnten deutlich sichtbar zwei grundlegende aerodynamische Konzepte an, nämlich die Flügelpfeilung und die Flächenregel (Abb.1).

Die Tragflügel typischer Verkehrsflugzeuge sind als Pfeilflügel gestaltet.

Die Vorderkanten der Tragflügel und auch der Leitwerke sind etwa um  $30^\circ$  nach hinten gepfeilt.

Die Beachtung der Flächenregel zeigt sich am deutlichsten in der konstruktiv eher schwierigen Anordnung der Strahltriebwerke vor dem Flügel, liegt aber auch, weniger gut sichtbar, der gegenseitigen Anordnung der Bauteile und der Verteilung des Gesamtquerschnittes des Flugzeugs zugrunde. Die Pylons, die die Triebwerke tragen, sind übrigens ebenfalls gepfeilt.

Das Konzept der Flügelpfeilung gibt ein Rezept für die optimale Verteilung der auftriebserzeugenden Bauteile, die Flächenregel für die optimale Verteilung in Längsrichtung der gesamten Querschnittsfläche des Flugzeugs.

Von den wenigen grundlegenden Konzepten der Flugzeugaerodynamik sind wohl nur noch das überkritische Profil und das Laminarprofil von ähnlicher Bedeutung für die Wirtschaftlichkeit von Transportflugzeugen.

Es ist erstaunlich, dass in der internationalen Literatur bis heute zwar die Flügelpfeilung korrekt als eine deutsche Entwicklung aus der Zeit 1935 bis 1945 dargestellt ist, jedoch die Entdeckung, Patentierung und erste Anwendung der Flächenregel fälschlicherweise nicht dem Junkers-Aerodynamiker Otto Frenzl (1944) sondern dem NACA-Aerodynamiker Richard T. Whitcomb (1952) zugeschrieben wird. [1]

Im Folgenden soll nun die Geschichte der Entdeckung, Patentierung und Entwicklung der Flügelpfeilung und der Flächenregel in Deutschland bis 1945 sowie der jeweils späteren entsprechenden Entwicklungen in den USA nach 1945 skizziert werden.

## 2 Die Flügelpfeilung

### 2.1 Das Konzept der Flügelpfeilung

Steigert ein Flugzeug mit konventionellem geradem Flügel seine Fluggeschwindigkeit bis in den Bereich der Schallgeschwindigkeit (ca. 1000 km/h), so muss es schon deutlich unterhalb der Schallgeschwindigkeit, bei der sogenannten „kritischen“ Geschwindigkeit, gegen einen rasanten Anstieg des Strömungswiderstands ankämpfen, der einer weiteren Beschleunigung Grenzen setzt („Schallmauer“). Strömungseffekte, die mit der Kompressibilität der Luft zusammenhängen, vor allem am Flügel, sind die bekannte Ursache dafür.

Durch Pfeilung des Flügels nach hinten steigt die kritische Geschwindigkeit bei der dieser steile Widerstandsanstieg und weitere unerwünschte Strömungseffekte einsetzen, und mit der gleichen Antriebsleistung ist eine höhere Fluggeschwindigkeit möglich. Ein klassisches Lehrbuch der Flugzeugaerodynamik stellt dies für einen einzelnen Flügel dar (Abb. 2):

Ein Pfeilwinkel von  $45^\circ$  steigert z.B. die kritische Geschwindigkeit um etwa ein Viertel, das entspricht etwa 200 km/h. Mit dem gepfeilten Flügel kann man so nicht nur schneller fliegen, sondern auch die meisten unerwünschten Effekte der großen Fluggeschwindigkeit vermeiden.

### 2.2 Die erste Formulierung des Pfeilflügelkonzepts

Die erste Erwähnung und Publikation des Konzepts der Flügelpfeilung stammt von dem bekannten Aerodynamiker Adolf Busemann (1901 – 1986) aus dem Jahr 1935 (Abb. 9), wo der damalige Professor an der TH Dresden auf der 5. internationalen Volta-Tagung in Rom über „Aerodynamischen Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit“ vorträgt. [2]

Er formuliert für einen unter dem Winkel  $\varphi$  schräg angeblasenen Tragflügel eine „wirksame Machzahl“  $M$ , die gegenüber der Machzahl der Anströmung  $M_0$  um den Faktor  $\cos\varphi$  verringert ist:  $M = M_0 \cos\varphi$ , beschreibt also den Grundgedanken des Pfeilflügels. Er skizziert ein Flugzeug mit „pfeilförmigem Tragwerk“ (Abb. 3).

Der Vortrag bezieht sich auf den Flug mit Überschallgeschwindigkeit, was seinerzeit für Flugzeuge mangels geeigneter Antriebe noch keine naheliegende praktische Aufgabenstellung ist. Der positive Effekt der Flügelpfeilung tritt aber auch schon im Bereich hoher Unterschallgeschwindigkeit auf, was gegen Ende des 2. Weltkrieges mit der Verfügbarkeit praxistauglicher Strahltriebwerke durchaus interessant ist.

Es ist erstaunlich, dass die einfache und unmittelbar einleuchtende Idee Busemanns, so umwälzend ihre Konsequenzen später wurden, bis 1938 gar nicht und bis 1945 ausschließlich nur in Deutschland überprüft, patentiert, entwickelt und angewendet wird.

### **2.3 Windkanalversuche bestätigen den Pfeilflügeleffekt**

Auf Anregung von Albert Betz (1885 – 1968), seinerzeit Ludwig Prandtls rechte Hand bei der „Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen“ AVA, (Abb. 9), führen 1939/40 im dortigen 0,11 m x 0,11 m-Hochgeschwindigkeits-Windkanal (Abb. 6) Hubert Ludwieg und H. Straßl schrittweise systematische 3-Komponenten-Windkanalmessungen an einer Familie von Pfeilflügeln (Abb.4), [3] durch. Auf Wunsch und teilweise im Auftrag der Messerschmitt-AG werden auch Vergleichs-Untersuchungen an realistischen Flugzeugkonfigurationen mit Pfeilflügel, Rumpf und Triebwerksgondeln ausgeführt (Abb. 5). Im Herbst 1940 bei der Sitzung „Hochgeschwindigkeit“ des „Ausschuss Allgemeine Strömungsforschung der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung“ in Göttingen berichtet Ludwieg über die Versuchsergebnisse an 16 Flügel- und Flugzeugmodellen unter dem Titel „Pfeilflügel bei hohen Geschwindigkeiten“ [4]. Untersucht werden Machzahlen von  $M = 0,5$  bis 1,2, also auch schon der Überschallbereich. Die Pfeilwinkel erstrecken sich von  $\varphi = + 45^\circ$  bis  $- 45^\circ$ , berücksichtigen also auch schon den Bereich der Vorwärtspfeilung, der theoretisch ebenso vorteilhaft ist. Alle Ergebnisse zeigen die entscheidenden Vorteile der Flügelpfeilung.

## 2.4 Der Pfeilflügel wird zum deutschen Geheimpatent

Albert Betz meldet noch 1939 nach den ersten Windkanalversuchen den Pfeilflügel unter dem Titel „Flugzeug mit Geschwindigkeiten in der Nähe der Schallgeschwindigkeit“ zum deutschen Patent an (Abb. 7) [5]

1942 wird ihm, gültig ab 9. September 1939, das Geheimpatent Nr. 732/42 ohne Bekanntmachung und ohne Eintragung in die Patentrolle erteilt. Als Miterfinder ist Busemann genannt (Abb. 8). Betz ließ noch zwei zusätzliche Ansprüche zum ursprünglichen Patent 732/42 eintragen:

- „Flugzeug mit Einrichtung zur Änderung der Flügelpfeilung“ (Dez. 1939), das einen im Flug verstellbaren Schwenkflügel beschreibt und
- „Flügel mit starker Pfeilstellung“ (Nov. 1939), das einen in Spannweitenrichtung zu- oder abnehmenden Pfeilwinkel vorsieht.

Ganz unabhängig davon beantragte die Messerschmitt-AG 1944 ein Patent „Flugzeug mit schräg zur Flugzeuglängsachse angeordnetem Tragflügel“ für einen durchgehenden Flügel, der im Ganzen um eine senkrechte Achse auf dem Rumpf um einen erheblichen Winkel gedreht werden kann. Bei diesem schiebenden Flügel ist dann z.B. die linke Flügelhälfte nach hinten, die rechte nach vorn gepfeilt („Oblique Wing“). [6]

## 2.5 Der Pfeilflügel wird in Deutschland entwickelt und in Strahlflugzeugprojekten angewendet

Im Herbst 1940, ein Jahr nach der erfolgreichen Demonstration des O'hain'schen Strahltriebwerks im Versuchsflugzeug Heinkel He 178, stehen nun mit einem hochgeschwindigkeitstauglichen Antrieb und dem neuen aerodynamischen Konzept des Pfeilflügels zwei wesentliche Voraussetzungen für die Verwirklichung des Hochgeschwindigkeitsfluges zur Verfügung. Im Rahmen der massiven Luftrüstung des Zweiten Weltkrieges wird in Deutschland der Pfeilflügel für hohe Unterschallgeschwindigkeit für die Luftfahrtforschung zu einem wichtigen Arbeitsthema und für die Luftfahrtindustrie in vielen unterschiedlichen Varianten zur Basis fortschrittlicher Versuchsflugzeuge und neuartiger Projektvorstellungen.

Bald zeigt sich, dass mit der Flügelpfeilung auch eine ganze Reihe ungünstiger aero-dynamischer Nebeneffekte verbunden sein können, die vor allem in den seinerzeit neu geschaffenen großen Hochgeschwindigkeits-Windkanälen in Braunschweig-Völkenrode (DFL) und Berlin-Adlershof (DVL) untersucht werden. Parallel dazu läuft der Ausbau des theoretischen Instrumentariums zur Berechnung und Auslegung optimaler Pfeilflügel in Flugzeugkonfigurationen.

Eine Zusammenstellung von deutschen Strahlflugzeugprojekten bis 1945 (Abb. 10) zeigt, dass Flugzeuge mit Pfeilung nach vorn (Junkers Ju 257), als schwanzlose Pfeilflügel (Horten Ho-IX A, DFS 194) und mit verstellbarer Flügelpfeilung (Messerschmitt Me P.1102-5) in der Flugerprobung sind, schwanzlose Pfeilflügel (Messerschmitt Me 163) und zweimotorige Strahlflugzeuge (Me 262) in Serie gebaut werden, und auf dem Papier Flugzeuge mit W-förmigen Pfeilflügel und mit „Oblique Wing“, d.h. einem durchgehenden geraden aber drehbaren Flügel (Blohm und Voss BV P.202), vorbereitet werden. [7]

Das Ergebnis einer Luftwaffen-Ausschreibung vom Dezember 1944 für einen Strahljäger für  $Mach = 0,9$  ergibt 1945 acht Firmenentwürfe, die alle Pfeilflügel mit Pfeilwinkeln zwischen  $32^\circ$  und  $45^\circ$  vorsahen [8], [10].

Auch die zu erwartende Verbesserung von Propellern durch Pfeilung im Bereich der Blattspitzen wird in Winkanalversuchen bestätigt und in Versuchsflugzeugen erprobt. [9]

## **2.6 Das Pfeilflügelkonzept von Robert T. Jones bei der NACA 1945**

In Deutschland wird während des ganzen Zweiten Weltkriegs der Pfeilflügel intensiv weiterentwickelt und in allen Projekten von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen vorgesehen. Bei den Alliierten gibt es jedoch erstaunlicherweise keinerlei vergleichbare Aktivitäten. Die einzige Ausnahme ist eine theoretische Arbeit von Robert T. Jones (geb. 1910) (Abb. 13), [26] bei der NACA, der 1945 nach großen NACA-internen Schwierigkeiten seine theoretischen Überlegungen zum Pfeilflügel als NACA-Report No.863 „Wing Plan Forms for High-Speed Flight“ veröffentli-

chen darf (Abb. 11). Jones beschreibt den Pfeilflügeleffekt und seine Auswirkung auf die Druckverteilung und den Stromlinienverlauf am Flügel (Abb. 12) und formuliert unabhängig von den deutschen Arbeiten die Vorteile des Pfeilflügels beim Hochgeschwindigkeitsflug. [11]

Vielleicht hat sich der NACA-Aerodynamiker dabei an eine Arbeit seines früheren Lehrers und ehemaligen Prandtl-Schülers Max Munk erinnert, in der dieser 1924 in einem völlig anderen Zusammenhang ganz nebenbei feststellt: „recently made a theoretical analysis which indicates that a V-shaped wing traveling point foremost would be less affected by compressibility“. [12]

Jones, der später bei der NACA noch sehr zu Ehren kommen sollte, beschäftigt sich in den 1960er Jahren, im Zusammenhang mit den Plänen für ein amerikanisches Überschall-Verkehrsflugzeug ausführlicher mit dem „Oblique Wing“, sicher ohne von der entsprechenden Patentanmeldung der Messerschmitt-AG von 1944 zu wissen. [13]

## **2.7 Die Auswirkungen der deutschen Pfeilflügelarbeiten auf die Entwicklung bei den Alliierten nach 1945**

Nach der Besetzung Deutschlands durch die Alliierten 1945 inspiziert u.a. eine Gruppe von amerikanischen Luftfahrtexperten unter Theodor von Kármán die Forschungsanstalt DFL in Braunschweig-Völkenrode, wo Busemann Leiter des Instituts für Aerodynamik ist. Die Fachleute sind von der Existenz und Größe der Forschungsanstalt sowie von den umfangreichen Forschungsergebnissen völlig überrascht.

Ein leitender Aerodynamiker der Firma Boeing, George S. Schairer, schreibt nach dem Besuch am 5. Nov. 1945 an seinen damaligen Chef Ben Cohn in Seattle in einem 7-seitigen Brief u.a.:

„The Germans have been doing extensive work on high speed aerodynamics. This has led to one very important discovery. Sweepback and sweepforward have a very large effect on critical Mach No.“ (Abb. 14) [23]



Boeing stellt daraufhin die Konfiguration des in Entwicklung befindlichen großen B-47- Strahlbombers innerhalb kürzester Zeit auf einen 35°-Pfeilflügel um und verwirklicht damit 1947 das erste Großflugzeug mit Pfeilflügel. Auch der bekannte Langstreckenbomber Boeing B-52 erhält im Verlauf seiner Entwicklung einen ausgeprägten Pfeilflügel. (Abb. 15) [24]

Der 0,25 m x 0,25 m-Überschallwindkanal A 7 von Busemann wird nach 1945 aus der englischen Besatzungszone nach Großbritannien gebracht und dort bis in die 1970er Jahre benützt. 1990 kommt die Meßstrecke der Anlage und 1986 das zugehörige Mach-Zehnder-Interferometer ins Deutsche Museum nach München, wo sie seither in der Flugphysik ausgestellt sind.

Unter dem Einfluss und auf der Grundlage der den Alliierten langsam bekannt werdenden weit fortgeschrittenen deutschen Pfeilflügelarbeiten entstehen zwischen 1946 und 1948 in den USA, in England, Frankreich, Schweden und der Sowjetunion die ersten Pfeilflügelflugzeuge. [7]

Übrigens wird im Jahr 1954 ein Antrag der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen von 1951 zur Aufrechterhaltung des Pfeilflügelpatents vom Deutschen Patentamt wegen einer formalen Terminüberschreitung endgültig abgelehnt. Das Patent geht also mit dem Ende des 2. Weltkriegs unter.

### **3 Die Flächenregel**

Neben der Flügelpfeilung stellt die Flächenregel wohl das wichtigste aerodynamische Konzept für die Gestaltung von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen dar. Sie umfasst sowohl den Bereich der Schallgeschwindigkeit als auch den Überschallbereich. Dabei wird in summarischer Form die gesamte Flugzeuggeometrie betrachtet.

Die Entdeckung, Formulierung, Patentierung und erste bewusste Anwendung für den schallnahen Geschwindigkeitsbereich geht auf den deutschen Aerodynamiker Otto Frenzl bei der Firma Junkers in Dessau und

auf das Jahr 1944 zurück. Unabhängig davon wird die Flächenregel bei der NACA 1952 durch Richard Whitcomb zum zweiten Mal entdeckt, angewendet und 1955 publiziert.

### **3.1 Das Konzept der Flächenregel**

Die Flächenregel ist ein aerodynamisches Konzept zur Minimierung des Strömungswiderstandes von Flugzeugkonfigurationen im Bereich der Schallgeschwindigkeit und im Überschallbereich durch eine besondere Verteilung in Längsrichtung der Querschnittsflächen des Flugzeugs. Dabei wird die gesamte Geometrie des Flugzeugs einbezogen.

Ein bekanntes Lehrbuch der Flugzeugaerodynamik stellt das Konzept in Form eines Vergleichs zwischen einem ohne Berücksichtigung der Flächenregel und einem nach der Flächenregel gestalteten Flugzeug dar. (Abb. 16) [27]

Bei Anwendung der Flächenregel auf eine Flugzeugkonfiguration wird der Verlauf in Längsrichtung der gesamten Querschnittsflächen möglichst stetig an- und absteigend gestaltet und zusätzlich so, dass der maximale Gesamtquerschnitt möglichst gering ist. Durch geeignete Gestaltung der Querschnittsverläufe und passende Anordnung der einzelnen Bauteile in Längsrichtung ist das bei praktischen Flugzeugentwürfen meist in guter Näherung erreichbar. Notfalls können Einbuchtungen im Querschnittsverlauf durch zusätzlich angebrachte Verdrängungskörper ausgeglichen werden.

Eine typische Maßnahme zur Verbesserung der Querschnittsverteilung ist z.B. die Einschnürung des Rumpfes im Bereich des Flügels. Bei Transportflugzeugen mit einem konstanten Passagier- oder Laderaumprofil ist das natürlich nicht ohne weiteres möglich. In diesem Fall muss die stetige Querschnittsverteilung durch geschickte Anordnung der Flügel und der Triebwerksgondeln sowie durch zusätzliche Aufdickungen oder separate Verdrängungskörper angenähert werden.

Übrigens stellt auch die Pfeilung des Flügels eine Verbesserung im Sinn der Flächenregel dar, da so dessen Beitrag zur gesamten Querschnittsfläche des Flugzeugs über eine größere Länge verteilt wird. Besonders wir-

kungsvoll in dieser Hinsicht ist der schiebende Flügel („Oblique Wing“), bei dem der Querschnittsbeitrag des Flügels über eine besonders lange Strecke verteilt ist, und jeweils gleichzeitig nur eine Flügelhälfte in einer Querschnittsebene liegt.

In den 1940er Jahren zielt die Anwendung der Flächenregel im Flugzeugentwurf zunächst auf den schallnahen Geschwindigkeitsbereich („transsonische“ Flächenregel). Für Überschallgeschwindigkeit gilt die Flächenregel ebenfalls, allerdings in etwas veränderter Form.

Für den Entwurfsingenieur stellt die Flächenregel ein sehr praktisches Rezept dar, das ihm als ein Anhaltspunkt für die Gestaltung der gesamten Flugzeugkonfiguration dienen kann und einen schnellen qualitativen Vergleich unterschiedlicher Geometrien ermöglicht.

### **3.2 Die Flächenregel wird entdeckt**

Die erste Formulierung, Erklärung und Patentierung des Konzepts der Flächenregel geht auf Otto Frenzl zurück (Abb. 21). Frenzl (1909 – 1996) ist ab 1937 als Versuchingenieur in der Abteilung Strömungstechnik bei den Junkers Flugzeugwerken in Dessau, baut und betreibt dort u.a. den 0,30 m x 0,30 m-Hochgeschwindigkeits-Windkanal (Abb. 20).

Die kleine Anlage arbeitet mit Dampfstrahlantrieb im Kurzzeitbetrieb, und in der offenen Messstrecke wird gerade Schallgeschwindigkeit erreicht. Wegen der kleinen Messstrecke werden Tragflügel meist als Halbmodelle untersucht. Die Messstrecke ist mit einer Schlierenoptik zur Sichtbarmachung von Druckstörungen und einer Drei-Komponenten-Waage für die Messung von Luftkräften ausgerüstet. [14]

Aufgrund vieler Strömungsbeobachtungen und Messergebnisse aus dem Windkanal kommt Frenzl zu dem Schluss, dass für den steilen Anstieg des Widerstands bei Annäherung an die Schallgeschwindigkeit (s. Kap.1.1) vor allem die Größe und Verteilung der Verdrängungsquerschnitte des Flugzeugs in Strömungsrichtung maßgebend ist. Er führt das darauf zurück, dass sich Druckstörungen bei Schallgeschwindigkeit vor allem quer zur Strömungsrichtung ausbreiten, und damit für den Wider-

stand vor allem die Interferenz zwischen den in der gleichen Querschnittsebene liegenden Verdrängungsquerschnitten maßgebend ist.

### **3.3 Das deutsche Patent für die Flächenregel**

Otto Frenzl reicht im Jahr 1943 eine Erfindungsmitteilung bei den Junkers Flugzeug- und Motorenwerken ein, und erhält RM 50,-- als Erfinderprämie. [15]

Das Patent Nr. 932 410 „Widerstandsarme Gestaltung von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen, auch von solchen mit außerhalb des Flugzeugumrisses liegenden Verdrängungskörpern“ wird mit Wirkung vom 21. März 1944 erteilt. (Abb. 17) Als Erfinder sind genannt: Dr. Ing. Heinrich Hertel, Dipl.-Ing. Otto Frenzl und Werner Hempel. Hertel war seinerzeit Entwicklungschef für Flugzeuge bei Junkers und Hempel war ein Mitarbeiter Frenzls am Hochgeschwindigkeits-Windkanal.

Anspruch 1 von 6 Patentansprüchen lautet (Abb. 18):

„Hochgeschwindigkeitsflugzeug, gegebenenfalls mit außerhalb des Flugzeugumrisses angeordneten Verdrängungskörpern, dadurch gekennzeichnet, dass dessen vom Fahrtwind umströmten Teile einschließlich etwaiger außerhalb des Flugzeugumrisses angeordneter Verdrängungskörper in ihrer Formgebung und ihrer Lage zueinander derart angeordnet sind, dass die Summe ihrer Verdrängungsquerschnitte in gemeinsamen, quer zur Flugrichtung hintereinanderliegenden Ebenen, vom Anfang zum Ende des Flugzeuges betrachtet, bis zum Erreichen eines Größtwertes nur zunimmt und vom Größtwert auf den Wert Null am Flugzeugende nur abnimmt, wobei die Zu- und Abnahme zur Vermeidung vorzeitiger Überschreitung der kritischen Machzahl nicht sprungartig erfolgt.“

In den Patentansprüchen 2 bis 6 wird die besondere Anordnung der Triebwerke und zusätzlicher aerodynamischer Verdrängungskörper beschrieben. (Abb. 19 und 23)

Aufgrund des Entwicklungsstands der Triebwerke im Zweiten Weltkrieg ist das naheliegende Ziel der Flugzeugentwicklung durch besonders widerstandsgünstige Gestaltung möglichst hohe Unterschallgeschwindigkeit

zu erreichen. Frenzls Patent umfasst also die transsonische Querschnittsflächenregel.

### **3.4 Die erste praktische Anwendung der Flächenregel in deutschen Flugzeugprojekten**

Anders als die Flügelpfeilung wird das Konzept der Flächenregel in seiner Bedeutung nicht sofort allgemein erkannt und angewendet. Von den in Abb. 10 dargestellten deutschen Flugzeugprojekten mit Pfeilflügel im Zweiten Weltkrieg zeigt z.B. noch keines eine ausgeprägte Rumpfeinschnürung im Bereich des Flügels.

Das Junkers-Flugzeug Ju 287 jedoch, ein viermotoriger Strahlbomber mit vorwärtsgepfeiltem Flügel und paarweise angeordneten Triebwerken vorne seitlich am Rumpf und an der Flügelhinterkante (Abb. 22) wendet die Flächenregel und auch die Flügelpfeilung deutlich und bewusst an.

Die Kenntnisse über die optimale Anordnung von Triebwerksgondeln, die außer von den Junkers-Arbeiten vor allem aus dem 0,36 m x 0,36 m-Hochgeschwindigkeits-Windkanal der Firma Heinkel in Rostock-Marienehe („Schnellkanal“) kommen, werden 1955 [16] und 1957 [17] nochmals zusammenfassend publiziert.

Am Ende des 2. Weltkriegs liegt in Deutschland das empirisch begründete und experimentell untermauerte Konzept der transsonischen Querschnittsflächenregel in Form eines Patents vor. Das Konzept wird auch schon bei dem Prototypen eines größeren viermotorigen Flugzeugs erfolgreich im Flug erprobt.

### **3.5 Die zweite Entdeckung der Flächenregel in den USA**

1952 wird in den USA durch Richard T. Whitcomb die Querschnittsflächenregel zum zweiten Mal entdeckt. [18]

Richard Travis Whitcomb (geb. 1921) ist ab 1943 bei der NACA in Langley Field am 8-Fuß-Hochgeschwindigkeitswindkanal beschäftigt (Abb. 25) [1]. Die seinerzeit üblichen Hochgeschwindigkeitswindkanäle mit geschlossener Messstrecke, liefern in unmittelbarem Bereich der

Schallgeschwindigkeit unbefriedigende Ergebnisse. Die Ausbreitung der vom Modell ausgehenden Druckstörungen quer zur Strömungsrichtung und deren Reflektion an der Messstreckenwand lässt überhaupt nur die Verwendung sehr kleiner Modelle zu, und die festen Wände verfälschten den Stromlinienverlauf. Die Windkanalkorrekturen für den Wandeinfluss sind gerade in diesem Bereich unsicher.

Da die neuen Strahlflugzeuge der Nachkriegszeit im Bereich hoher Unterschallgeschwindigkeit ihren normalen Einsatzbereich haben, und Überschallflugzeuge zumindest kurzzeitig den Bereich der Schallgeschwindigkeit durchfliegen müssen, ist eine zuverlässige Windkanalsimulation im transsonischen Geschwindigkeitsbereich in den späten 1940er Jahren äußerst wichtig. 1950 wird deshalb unter anderem der „8-Fuß-Hochgeschwindigkeits-Windkanal“ durch Einbau einer Messstrecke mit geschlitzten Wänden zum „8-Fuß-Transonic-Windkanal“ umgebaut. (Abb. 24) [19]

1952 fasste Whitcomb Untersuchungsergebnisse über den transsonischen Widerstandsanstieg von Rumpfkörpern mit unterschiedlichen Flügelkonfigurationen und im Flügelbereich eingeschnürtem Rumpf sowie von in der Mitte aufgedickten Rumpfkörpern zusammen. Er schließt u.a., dass in der Nähe der Schallgeschwindigkeit der Widerstandsanstieg der Kombination eines dünnen Flügels geringer Streckung mit einem schlanken Rumpf primär von der axialen Verteilung der Verdrängungsquerschnitte senkrecht zur Anströmung abhängt. Einschnürung des Rumpfes von Flügel-Rumpf-Kombinationen derart, dass die Verteilung der Verdrängungsquerschnitte der Kombinationen jener des ursprünglichen Rumpfkörpers allein entspricht, reduziert entscheidend den Flügelanteil des Widerstandsanstiegs. (Abb. 26) [18]

Diese Erkenntnisse werden in den frühen 1950er Jahren bei der Entwicklung des Überschallflugzeugs mit Deltaflügel Convair YF-102 direkt angewendet. Erst ein zweiter Prototyp mit verbessertem im Flügelbereich eingezogenem Rumpf und seitlichen Verdrängungswülsten am Rumpheck ermöglichte Überschallflüge. Als F-102 A und F-106 geht das Flugzeug 1954 in Großserie. (Abb. 28) [27]

Die Erkenntnisse über die Flächenregel werden 1952 nur der US-Flugzeugindustrie mitgeteilt, ansonsten bis 1955 geheimgehalten. Die Veröffentlichung von Whitcomb, „A Study of the Zero-Lift Drag-Rise Characteristics of Wing-Body Combinations near the Speed of Sound“ vom 3. September 1952, wird erst am 19. September 1955 als „Special Service“ in der Fachzeitschrift „Aviation Week“ unter dem Titel „NACA Details Area Rule Breakthrough“ komplett abgedruckt und durch Fotografien der beiden Prototypen der Convair F-102 ergänzt. (Abb. 27) [28]

Die Entwicklung der Geometrie des Bombers Boeing B-52 zeigt, dass die Flächenregel bei der Konfiguration von 1949 noch nicht berücksichtigt ist, jedoch 1954 bei der Gestaltung des Flugzeugs deutlich angewendet wird. (Abb. 15) [24]

### **3.6 Die Flächenregel für Überschallgeschwindigkeit**

Die bisherigen Arbeiten zur Flächenregel sind vor allem für den Fall schallnaher Geschwindigkeit gedacht, wo sich die Druckstörungen bevorzugt senkrecht zur Strömungsrichtung ausbreiten. Bei größeren Überschall-Mach-Zahlen zeigen sich die für Schallgeschwindigkeit optimierten Konfigurationen als ungünstiger, was auf den konischen Charakter der Strömung im Überschallbereich zurückzuführen ist. Die maßgebende Querschnittsverteilung bei Überschallströmung entspricht dann in etwa der mittleren Querschnittsfläche, die durch Schnittebenen entsteht, die unter dem Mach'schen Winkel gegen die Strömungsrichtung geneigt sind. (Abb. 31) [27]

Robert T. Jones, der schon 1945 bei der NACA über das Konzept der Flügelpfeilung publiziert, gibt 1956 mit seinem NACA-Report Nr. 1286 „Theory of Wing-Body Drag at Supersonic Speeds“ ein theoretisch begründetes Verfahren zur Berechnung des Überschall-Widerstands von schlanken Flugzeugkonfigurationen an (Abb. 32) [20]. Der Flugzeugwiderstand wird dabei als Widerstand eines für eine bestimmte Mach-Zahl optimierten äquivalenten Stromlinienkörpers berechnet. [20]

Zusammen mit dem schon 1941 von Wolfgang Haack veröffentlichten theoretischen Verfahren zur Berechnung von Stromlinienkörpern mini-

malen Widerstands (Abb. 30) besteht nun die Möglichkeit, für eine schlanke Flugzeugkonfiguration für jede Mach-Zahl die Querschnittsverteilung für minimalen Überschall-Widerstand und zusätzlich den Überschall-Widerstand rein theoretisch zu berechnen. [21]

Friedrich Keune und Klaus Oswatitsch geben 1956 in einem Aufsatz „Äquivalenzsatz, Ähnlichkeitssätze für schallnahe Geschwindigkeiten und Widerstand nicht angestellter Körper kleiner Spannweite“ eine gute Übersicht über die entsprechenden theoretischen Berechnungsmöglichkeiten. [22] (Abb. 29)

#### **4 Der Zusammenhang zwischen Flächenregel und Flügelpfeilung**

Frenzl macht sich schon in den 1940er Jahren Gedanken über den Zusammenhang zwischen Flächenregel und Flügelpfeilung. 1982 schreibt er rückblickend über damalige Widerstandsmessungen an Halbmodellen eines Pfeilflügels und eines „W-Flügels“.

Der W-Flügel wurde damals einige Zeit propagiert, weil er den sogenannten „Mitteneffekt“ des normalen gepfeilten Flügels verringern sollte. Der „Mitteneffekt“ ergibt bei Rückwärtspfeilung eine Verringerung des Auftriebs im Bereich der Symmetrieebene in der Flügelmitte und eine Erhöhung des Auftriebs im Bereich des Außenflügels.

Der „W-Flügel“ zeigt experimentell, bei gleichen Pfeilwinkeln einen wesentlich höheren Wellenwiderstand als der flächengleiche Pfeilflügel, woraus folgt, dass die Wechselwirkung der benachbarten Verdrängungsquerschnitte maßgebend ist. Der Verdrängungsquerschnitt des „W-Flügels“ ist im Maximum doppelt so groß wie beim Pfeilflügel und steigt und fällt viel steiler als beim einfachen Pfeilflügel. (Abb. 33, 34, 35)

#### **5 Zusammenfassung**

Die beiden grundlegenden aerodynamischen Konzepte „Flügelpfeilung“ und „Flächenregel“ sind entscheidend für die Wirtschaftlichkeit von



Flugzeugen bei hoher Unterschallgeschwindigkeit und auch für den Überschallflug. Die Konzepte werden seit Jahrzehnten bei allen einschlägigen Flugzeugentwürfen, z.B. bei allen strahlgetriebenen Verkehrsflugzeugen, selbstverständlich angewendet.

Beide Ideen entstehen vor 1945 in Deutschland und werden dort auch patentiert, entwickelt und praktisch verwirklicht, ohne dass dies außerhalb Deutschlands bekannt oder beachtet wird.

Die Flügelpfeilung wird unabhängig von der deutschen Entwicklung in den USA 1945 zum zweitenmal entdeckt. Für die rasche Einführung des Pfeilflügels bei den Alliierten nach 1945 ist jedoch vor allem der freie Zugriff auf die umfangreichen deutschen Entwicklungsergebnisse bei Kriegsende entscheidend.

Im Fall der Flächenregel wird das alte deutsche Patent nach dem 2. Weltkrieg sogar erneuert. Die abgebrochene Entwicklung wird jedoch zunächst nirgends weitergeführt. Die NACA entdeckt Jahre später, unabhängig von den deutschen Arbeiten die Flächenregel zum zweitenmal und veröffentlicht sie mit einer gehörigen Verzögerung als großen Durchbruch. Von diesem Zeitpunkt an wird der Effekt weltweit angewandt. In der internationalen Literatur zur Luftfahrtgeschichte taucht der deutsche Anteil an der Einführung der Flächenregel bisher überhaupt nicht auf.



Abb. 1: Ein typisches Verkehrsflugzeug mit Strahlantrieb der 60er Jahre

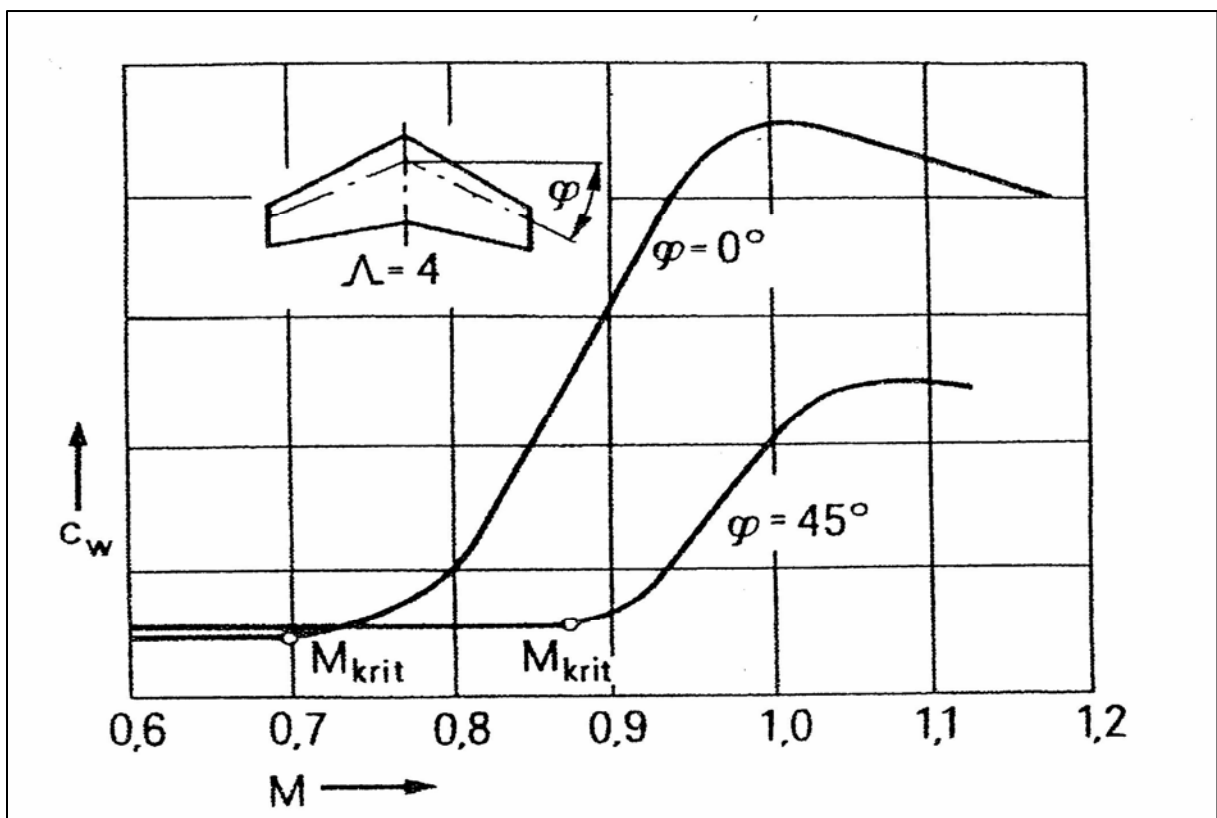


Abb. 2: Abhängigkeit der kritischen Mach-Zahl  $M_{krit}$  vom Pfeilwinkel  $\varphi$  des Flügels, [27].

# Aerodynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit [3]

Von A. Busemann, Dresden.

Vorgetragen auf der 5. Volta-Tagung in Rom (30. 9. bis 6. 10. 1935).

## II. Zylindrische Strömungsfelder.

### 1. Schräg angeblasener Tragflügel.

### 2. Pfeilförmige Tragwerke.

Genau in gleicher Weise gibt es eine wirkliche Machsche

Zahl  $M_0 \approx \frac{V_0}{c}$  und daneben eine wirksame Machsche Zahl

$M = \frac{W}{c}$  mit der Beziehung:

$$M = M_0 \cos \varphi. \dots \dots \dots (25)$$

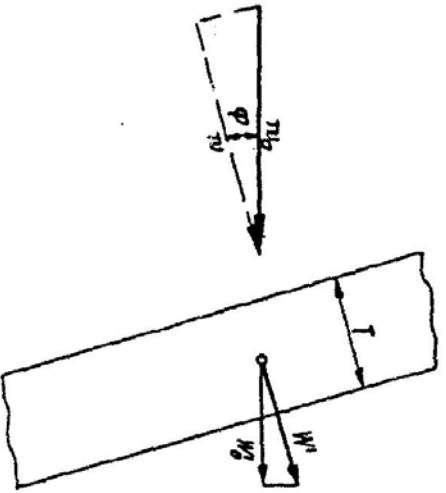


Abb. 4. Schräg angeblasener Tragflügel

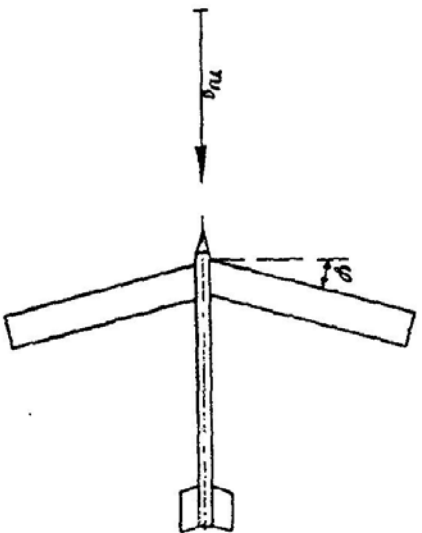


Abb. 5. Pfeilförmiges Tragwerk.

Abb. 3: Das Konzept des Pfeilflügels von A. Busemann 1935,[2].

## Versuchsergebnisse<sup>1)</sup>

### Pfeilflügel bei hohen Geschwindigkeiten

H. Ludwig, Göttingen

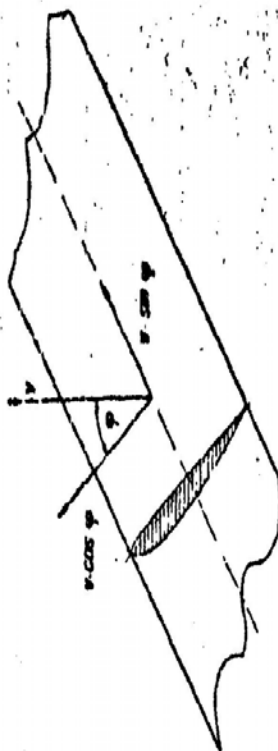


Abb. 1. Komponentenzersetzung der Geschwindigkeit am schiebenden Flügel

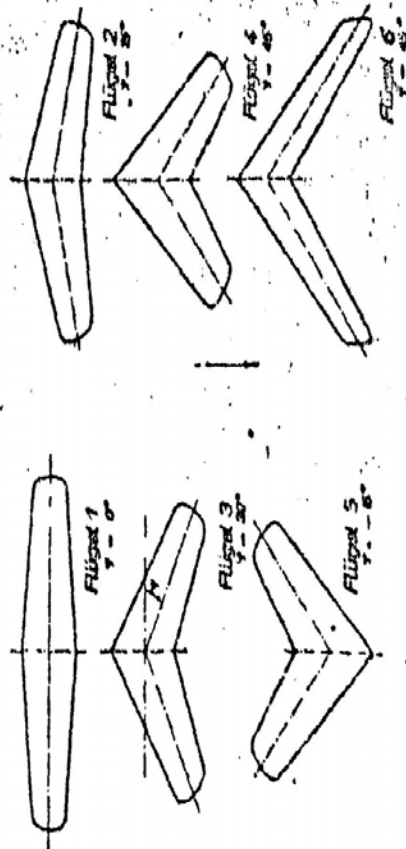


Abb. 2. Flügelumrisse der ersten Modellserie

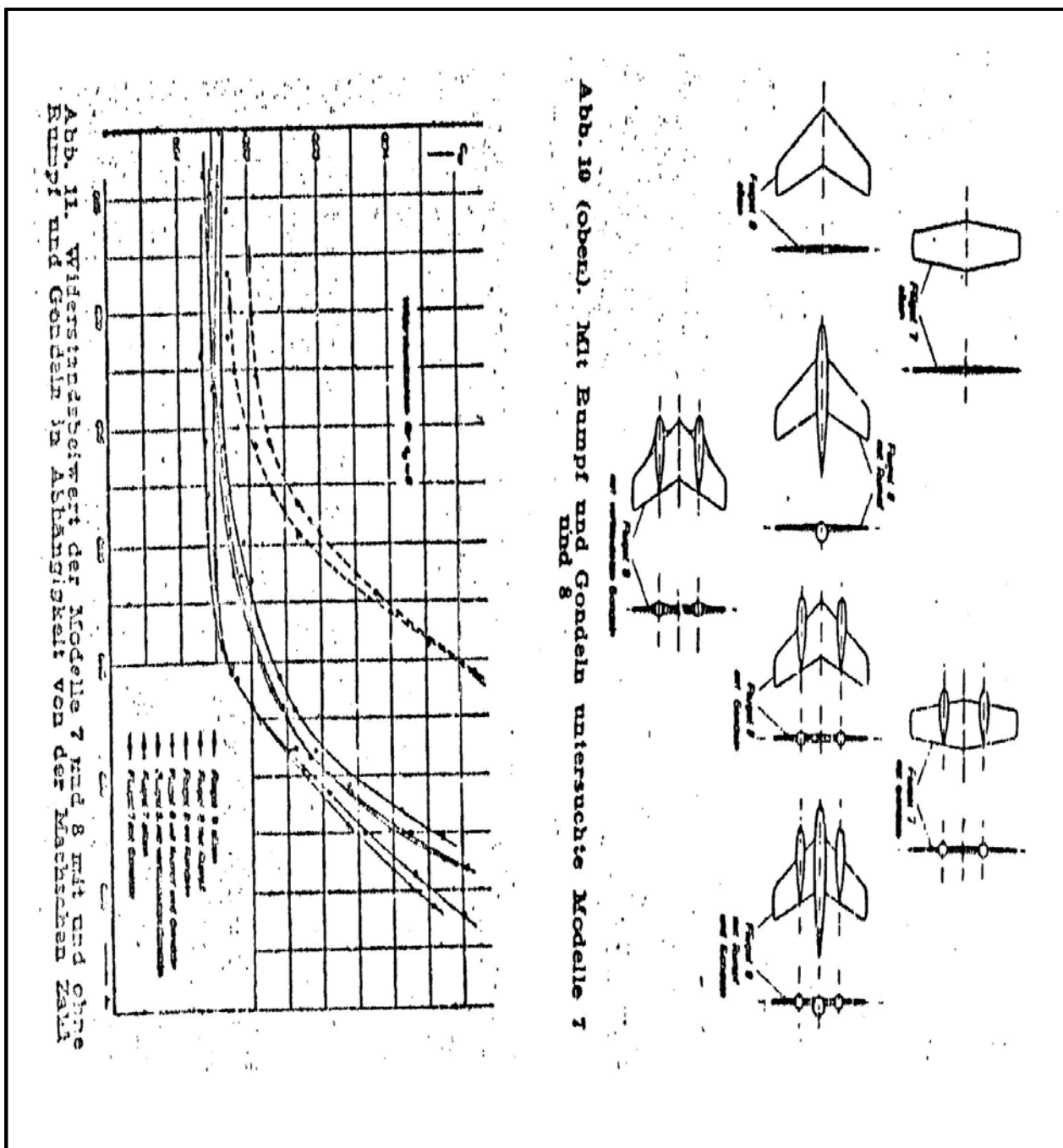


Abb. 11. Widerstandskoeffizient der Modelle 7 und 8 mit und ohne Rumpf und Gondeln in Abhängigkeit von der Machschen Zahl

Abb. 10 (oben). Mit Rumpf und Gondeln untersuchte Modelle 7 und 8

Abb. 5: Einfluß vom Rumpf und Triebwerksgondeln auf den Pfeilflügeleffekt, [4].

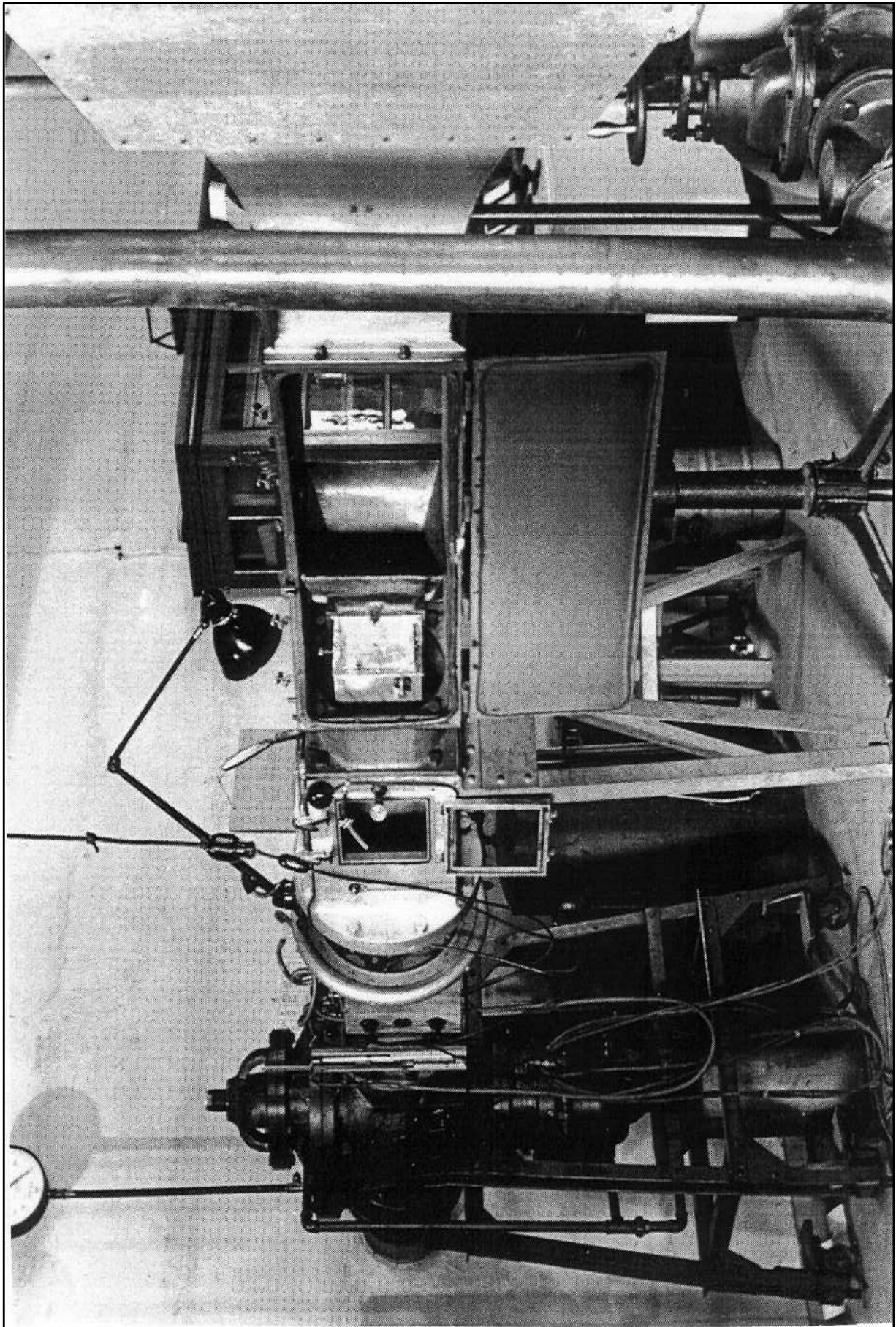


Abb. 6: Der 0,11 m x 0,11 m-Hochgeschwindigkeits-Windkanal der AVA Göttingen

P a t e n t a n s p r u c h .

Flugzeug mit Geschwindigkeiten in der Nähe der Schallgeschwindigkeit, dadurch gekennzeichnet, dass seine Flügel stark profilierend (Profilstellung etwa  $50^\circ$  und mehr) angeordnet sind, so dass die Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Flügelaehse bei Fluggeschwindigkeiten in der Nähe der Schallgeschwindigkeit stets erheblich unter der Schallgeschwindigkeit liegt.

AERODYNAMISCHE VERSUCHSANSTALT  
COTTBUSCHEN I. V.  
IN DER KASSEL-VILHELMSCHULSCHAFT  
ZUR FÖRDERUNG DER WISSENSCHAFTEN

*W. B. 732/42*

Abb. 7: Patentanspruch von Patent Nr. 732/42 „Flugzeug mit Geschwindigkeiten in der Nähe der Schallgeschwindigkeit“, Sept. 1939, [5].

50

**Reichspatentamt**

Offenzeichn.: A. 90. 203. XI/62. b. Seh. Gr. 4/01

Verf. Nr.: 18. 7. 2390/39

an **A. V. A.**

Berlin SW 61, den 18. 7. 1939

Offenzeichn.: 97-103  
Patentamt: 17/341

23 7 42  
91151/354/39

Verfahren: 428 789

Zweck: Die Erfindung hat bei allen Eingaben und Änderungen erforderlich.

Zeichen: Pat. 509/40

**Bezeichnung:**

Aerodynamische Versuchsanstalt  
Göttingen e. V.  
in Göttingen.

**Bezeichnung:**

Auf die Anmeldung des Deutschen Reiches, vertreten durch den Reichsminister der Luftfahrt und Oberbefehlshaber der Luftwaffe in Berlin

wird ein vom 9. September 1939 an laufendes Patent unter der Bezeichnung:

"Flugzeug mit Geschwindigkeiten in der Nähe der Schallgeschwindigkeit"

gem. § 30 Abs. 5 des Pat.-Ges. ohne Bekanntmachung und ohne Eintragung in die Patentrolle auf Grund der im Beschluß vom 9. April 1941 bezeichneten Unterlagen

erteilt.

Das Patent führt die Nummer 732/42.

Prüfungsstelle für Klasse 62...b

*Dr. Kell*

Sm.

**Anlage: Erstreckung**  
(Böhmen und Mähren)  
Frei durch Abfassung Reich  
Einkreibend gegen Rückkehr

**Geheim!**

1. Diese Anmeldung ist ein Staatsgeheimnis im Sinne des § 88 RStGB. In der Fassung des ...

Abb. 8: Patenterteilung Nr. 732/42 ohne Bekanntmachung und ohne Eintragung in die Patentrolle, 9. Sept. 1939



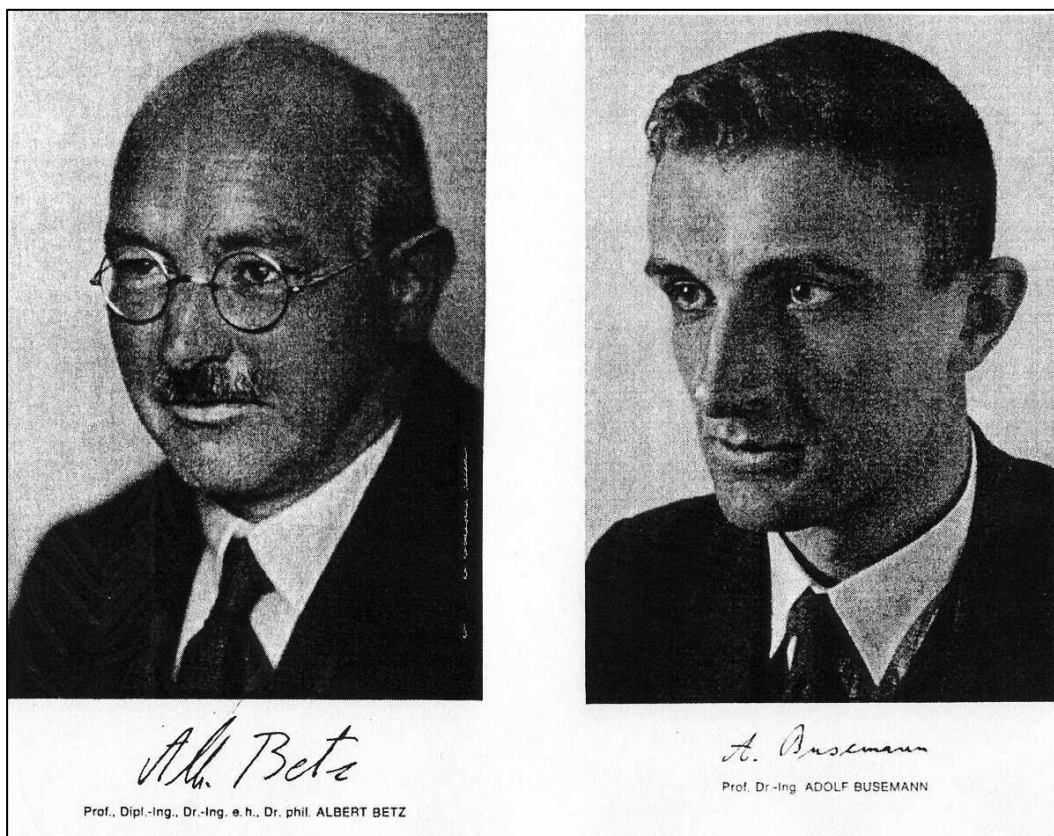


Abb. 9: Die Erfinder des Pfeilflügels: Albert Betz (1885-1968) und Adolf Busemann (1901-1986), [25].

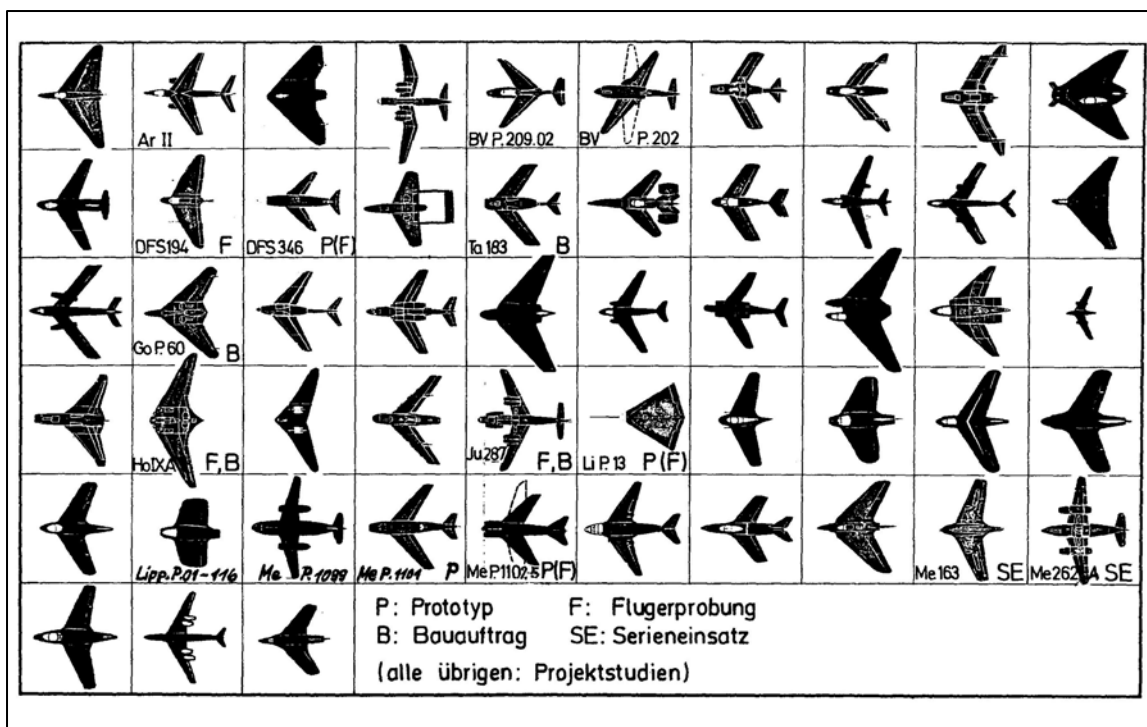


Abb. 10: Beispiele für Strahlflugzeuge mit Pfeilflügel in Deutschland bis 1945, [7].

## REPORT No. 863

### WING PLAN FORMS FOR HIGH-SPEED FLIGHT

By ROBERT T. JONES

#### SUMMARY

*It is pointed out that, in the case of an airfoil of infinite aspect ratio moving at an angle of sideslip, the pressure distribution is determined solely by that component of the motion in a direction normal to the leading edge. It follows that the attachment of plane waves to the airfoil at near-sonic or supersonic speeds (Ackeret theory) may be avoided and the pressure drag may be reduced by the use of plan forms in which the angle of sweepback is greater than the Mach angle.*

*The analysis indicates that for aerodynamic efficiency, wings designed for flight at supersonic speeds should be swept back at an angle greater than the Mach angle and the angle of sweepback should be such that the component of velocity normal to the leading edge is less than the critical speed of the airfoil sections. This principle may also be applied to wings designed for subsonic speeds near the speed of sound, for which the induced velocities resulting from the thickness might otherwise be sufficiently great to cause shock waves.*

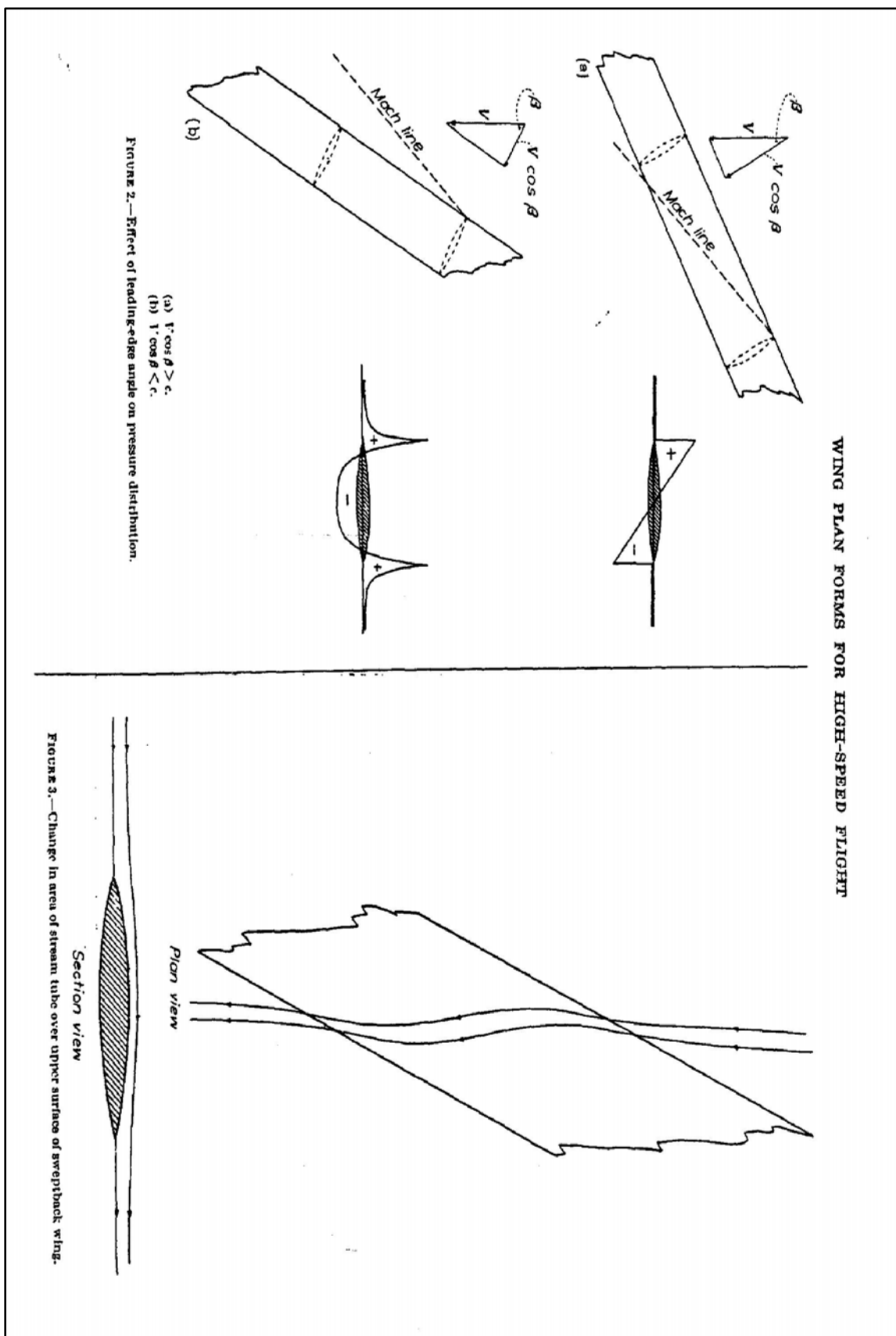


Abb. 12: Das Pfeilflügelkonzept von R.T. Jones, 1945, [11].

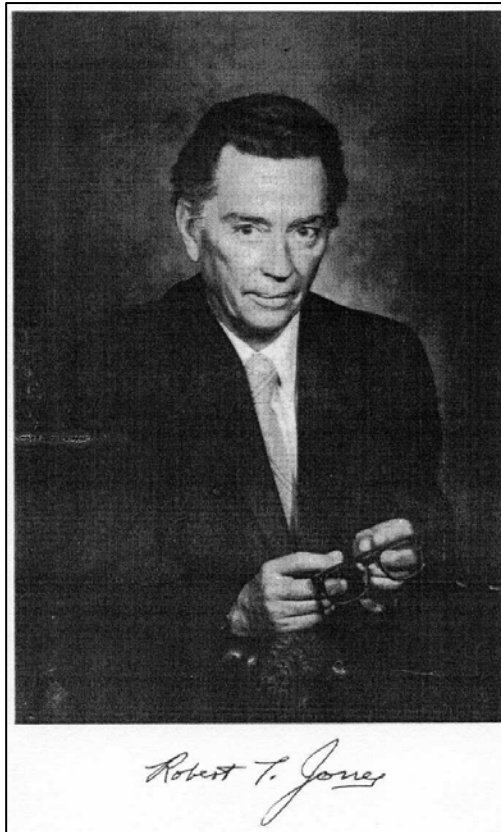


Abb. 13: Robert T. Jones (geb. 1910), [26].

G. S. SCHARER  
 Volkers and  
 Germany  
 5/10/45

B. Cohn  
 Boeing  
 Seattle Wash USA

Dear Ben,

It is hard to believe that I am in Germany within a few miles of the front line. Everything is very quiet and I am living very normally in the middle of a forest. We have excellent quarters including light water, electric, phone etc. We are seeing much of German aerodynamics. They are ahead of us in a few items which I will mention.

② G. S. SCHARER  
 The Germans have been doing extensive work on high speed aerodynamics. This has led to one very important discovery. Sweepback or sweepforward has a very large effect on critical Mach No. This is quite reasonable on second thought. The flow parallel to the wing has no effect the critical Mach No and the component normal to the airfoil is the one of importance. Thus the critical Mach is determined by the

③ G. S. SCHARER  
 airfoil section normal to the wing and by  $\gamma$  sweepback.

$M_{crit} = M \cos \gamma$

For instance a 9% wing might have a critical Mach and an 18% wing  $M = 7.7$ .  $T$  is a value of  $0.875 \cos^2 \gamma$  if the same span is set the chord parallel to the wind will be constant the thickness will not be 2:1 but by

Abb. 14: Auszug aus dem Brief von G.S. Schairer an B. Cohn, Boeing, Seattle vom 5. Okt. 1945 (nach [23]).

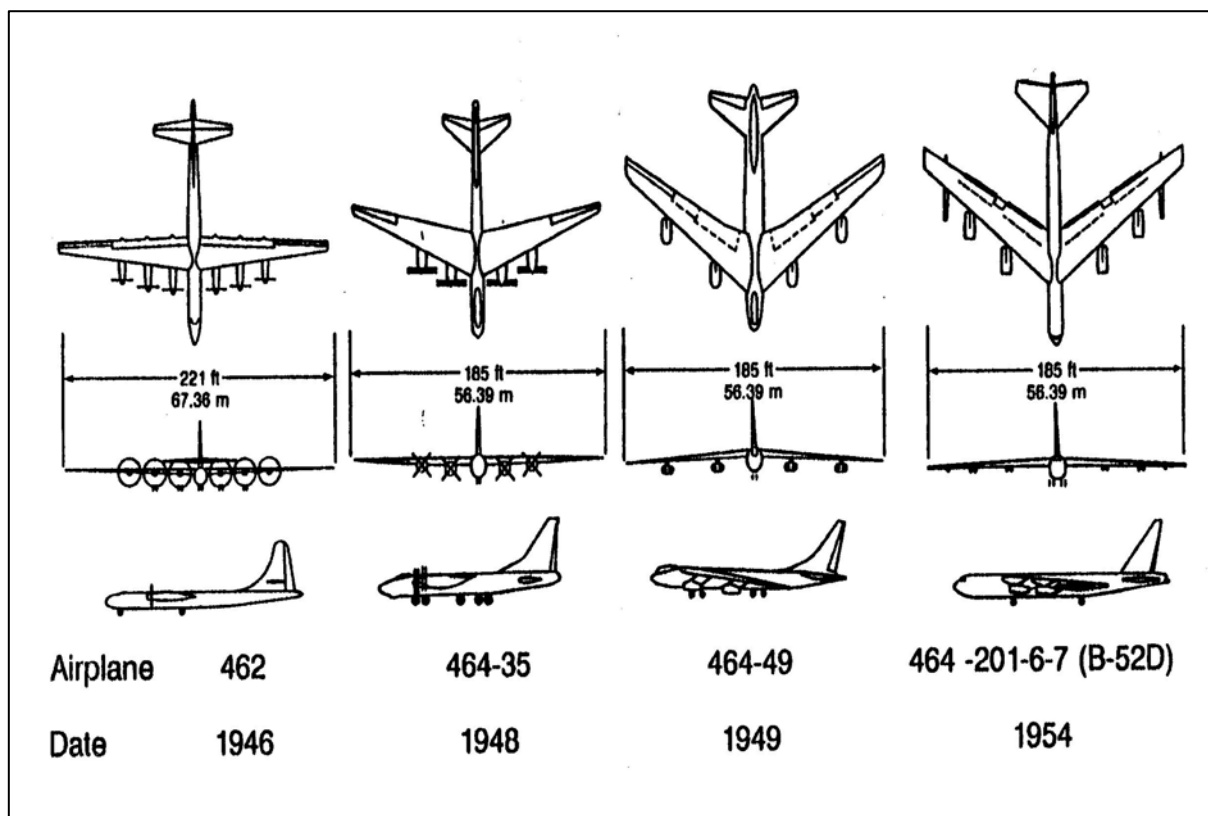


Abb. 15: Die ersten Stufen der Entwicklung des Langstreckentransporters Boeing B-52, 1946 – 1954, [24].

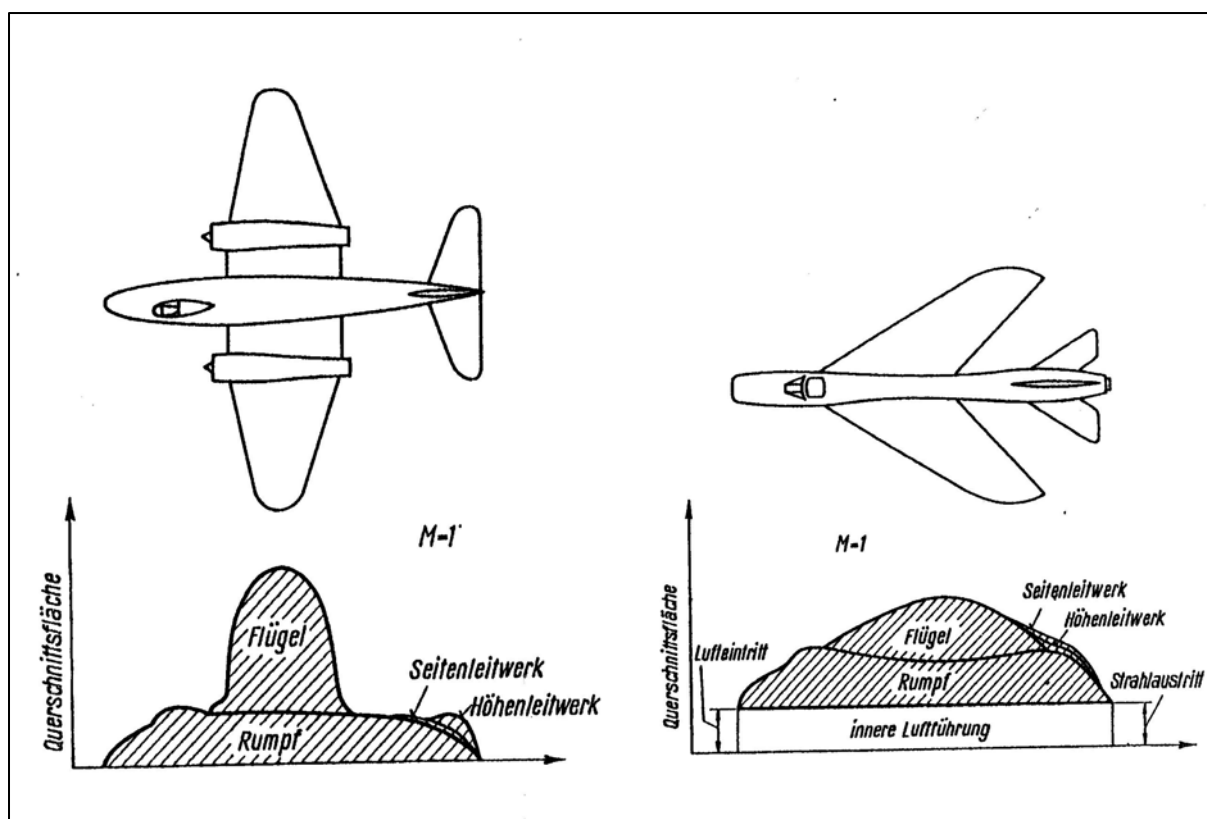


Abb. 16: Verlauf der Querschnittsfläche eines konventionellen und eines nach der Flächenregel gestalteten Flugzeugs [27].

Erteilt auf Grund des Ersten Überleitungsgesetzes vom 8. Juli 1949  
(WiGBl. S. 175)

BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND



AUSGEGEBEN AM  
1. SEPTEMBER 1955

DEUTSCHES PATENTAMT

# PATENTSCHRIFT

Nr. 932 410

KLASSE 62b GRUPPE 301

I 5010 XI/62b

Dr.-Ing. Heinrich Hertel, Berre Aix (Frankreich),  
Dipl.-Ing. Otto Frenzel, Dessau und Werner Hempel, Dessau-Ziebigk  
sind als Erfinder genannt worden

Junkers Flugzeug- und Motorenwerke AG., Dessau

Widerstandsarme Gestaltung von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen,  
auch von solchen mit außerhalb des Flugzeugumrisses liegenden  
Verdrängungskörpern

Patentiert im Gebiet der Bundesrepublik Deutschland vom 21. März 1944 an  
Der Zeitraum vom 8. Mai 1945 bis einschließlich 7. Mai 1950 wird auf die Patentdauer nicht angerechnet  
(Ges. v. 15. 7. 1951)

Patentanmeldung bekanntgemacht am 3. März 1955

Patenterteilung bekanntgemacht am 4. August 1955

Die bisher üblichen Flugzeugbauformen weisen eine Verteilung ihrer an der Luftverdrängung beteiligten Querschnitte auf, die, über die Flugzeuglängsachse betrachtet, einen mehrfachen Wechsel von einer Zunahme zu einer Abnahme der quer zur Flugrichtung gelegenen Verdrängungsquerschnitte ergibt. Trägt man die in gemeinsamen Flugzeugquerebenen gelegenen Verdrängungsquerschnitte des Flugzeuges und etwaiger an dessen Außenseite befindlicher Verdrängungskörper, wie Abwurflasten, Motor- und Fahrgestellverkleidungen od. dgl., in einer graphischen Darstellung über der Flugzeuglängsachse auf, so ergibt sich, daß die hierdurch gebildete Kurve einen Verlauf aufweist, der vom Wert Null am Rumpfbogen bis zu den

Motorvorbauten an den Tragflügeln zunächst einigermaßen gleichmäßig zunimmt, dann aber infolge der sich summierenden Verdrängungsquerschnitte der Motorvorbauten, des Rumpfes, und des Tragflügels mit den Motorraum- und Fahrgestellverkleidungen und etwaigen sonstigen Ausbauten plötzlich ansteigt, um dann mehr oder weniger gleichmäßig wieder abzunehmen und am hinteren Flugzeugteil, an dem sich das Leitwerk befindet, abermals auf einen größeren Wert anzusteigen und am Flugzeugende jäh auf einen Wert Null abzufallen.

Bei Flugzeugen mit einer solcherart plötzlichen und mehrfachen Zu- und Abnahme der Verdrängungsquerschnitte ergibt sich bei einer Steige-

Abb. 17: Titelblatt des deutschen Patents Nr. 932410 „Widerstandsarme Gestaltung von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen, auch von solchen mit außerhalb des Flugzeugumrisses liegenden Verdrängungskörpern“ vom 21. März 1944.

**PATENTANSPRÜCHE:**

1. Hochgeschwindigkeitsflugzeug, gegebenenfalls mit außerhalb des Flugzeugumrisses angeordneten Verdrängungskörpern, dadurch gekennzeichnet, daß dessen vom Fahrtwind umströmten Teile einschließlich etwaiger außerhalb des Flugzeugumrisses angeordneter Verdrängungskörper in ihrer Formgebung und ihrer Lage zueinander derart angeordnet sind, daß die Summe ihrer Verdrängungsquerschnitte in gemeinsamen, quer zur Flugrichtung hintereinanderliegenden Ebenen, vom Anfang zum Ende des Flugzeuges betrachtet, bis zum Erreichen eines Größtwertes nur zunimmt und vom Größtwert auf den Wert Null am Flugzeugende nur abnimmt, wobei die Zu- und Abnahme zur Vermeidung vorzeitiger Überschreitung der kritischen Machzahl nicht sprungartig erfolgt.

2. Hochgeschwindigkeitsflugzeug nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß bei Anordnung mehrerer außerhalb des Flugzeugumrisses liegender Verdrängungskörper (13, 14) diese, in Flugrichtung betrachtet, sich im wesentlichen decken.

3. Hochgeschwindigkeitsflugzeug nach einem der Ansprüche 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, daß außerhalb des Flugzeugumrisses angeordnete Verdrängungskörper größeren Volumens in Teilkörper unterteilt sind, welche räumlich getrennt, vorzugsweise in Hintereinanderanordnung, am Flugzeug angeordnet und gegebenenfalls einzeln oder gemeinsam abwerfbar sind.

4. Hochgeschwindigkeitsflugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 3, dadurch gekennzeichnet, daß außerhalb des Flugzeugumrisses angeordnete Verdrängungskörper (11 bis 16) ganz oder teilweise vor und/oder hinter dem Tragflügel angeordnet sind.

5. Hochgeschwindigkeitsflugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß als Triebwerke (11, 12, 15, 16) ausgebildete Verdrängungskörper an Auslegern vor und/oder hinter dem Tragflügel angeordnet sind.

6. Hochgeschwindigkeitsflugzeug nach einem der Ansprüche 1 bis 4, dadurch gekennzeichnet, daß außerhalb des Flugzeugumrisses liegende Verdrängungskörper in Nähe des Leitwerkes angeordnet sind.

Abb. 18: Patentansprüche von Patent Nr. 932410 „Widerstandsarme Gestaltung von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen ...“ vom 21. März 1944.

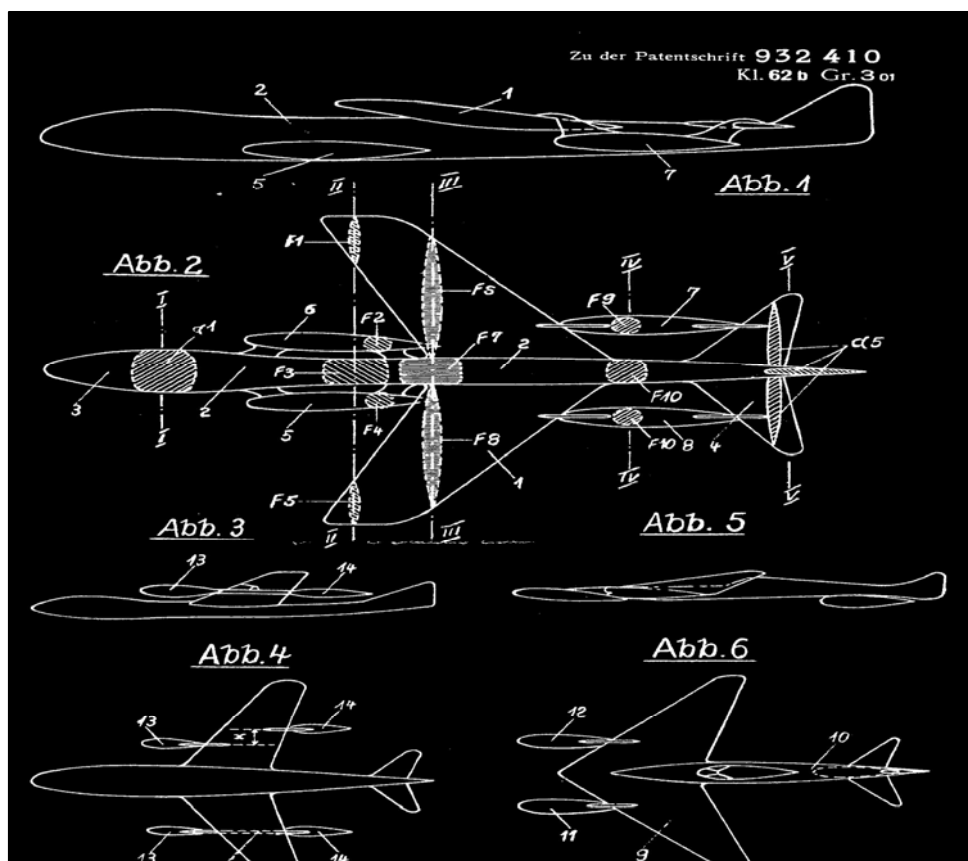


Abb. 19: Abbildungen zum Patent Nr. 932410 „Widerstandsarme Gestaltung von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen ...“ vom 21. März 1944.

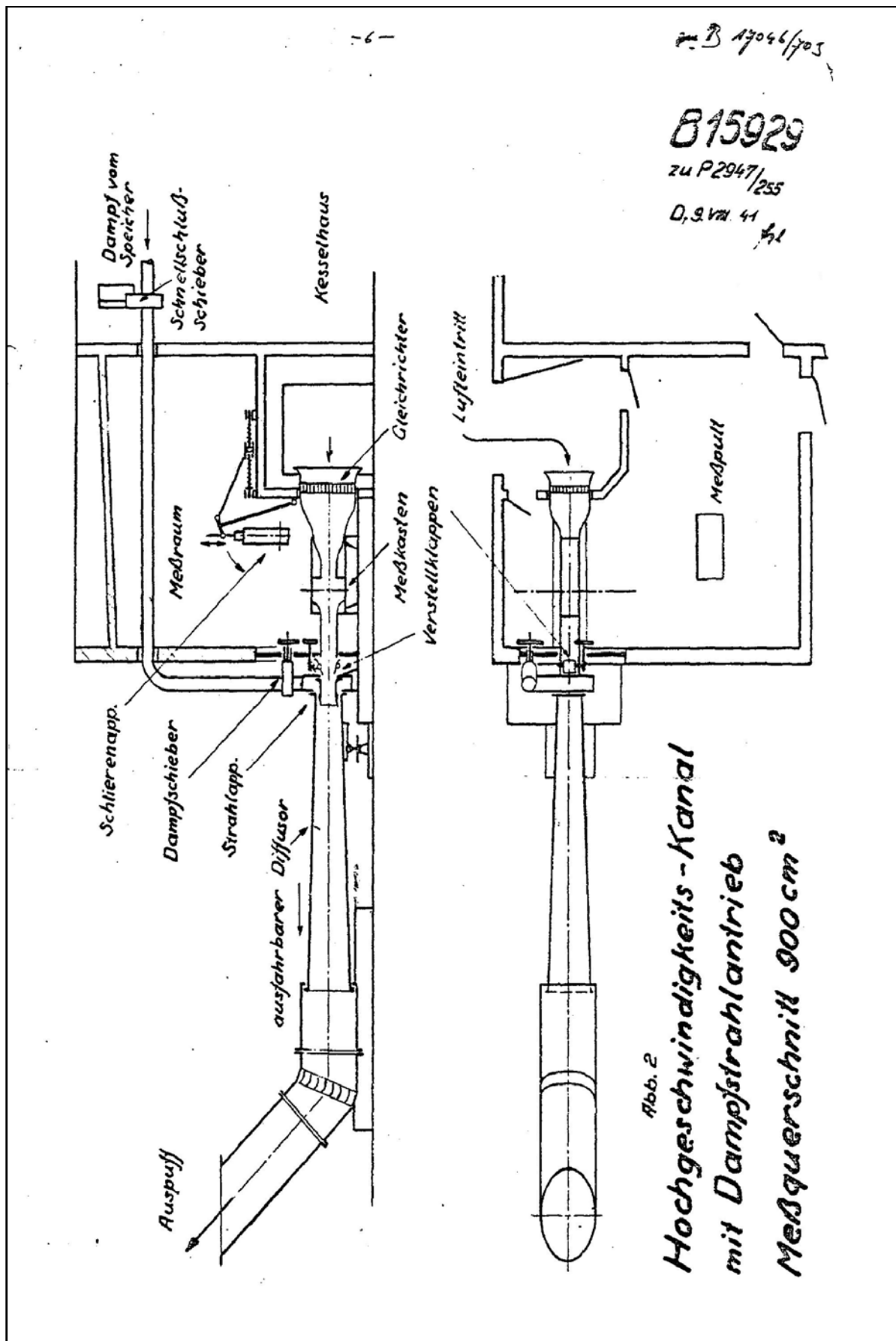


Abb. 20: Der 0,30 m x 0,30 m-Hochgeschwindigkeits-Windkanal der Junkers Flugzeugwerke Dessau, [15], vergl. auch [14].





Abb. 21: Der Erfinder der Flächenregel: Otto Frenzl (1909 – 1996), [15].

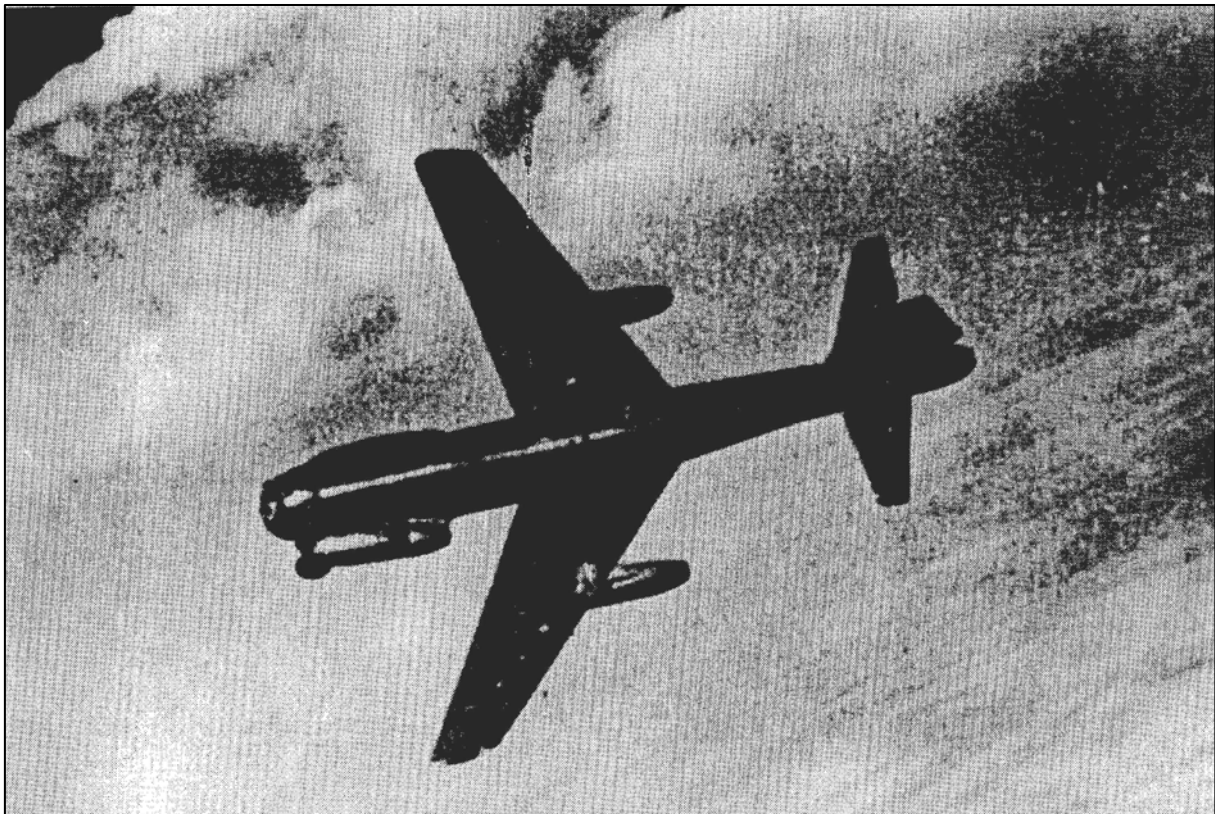


Abb. 22: Prototyp Junkers Ju 287 im Flug (Die Anordnung der Triebwerksgondeln, die Staffelung der Leitwerke und der vorwärtsgefeilte Flügel entsprechen der Flächenregel.)[15].

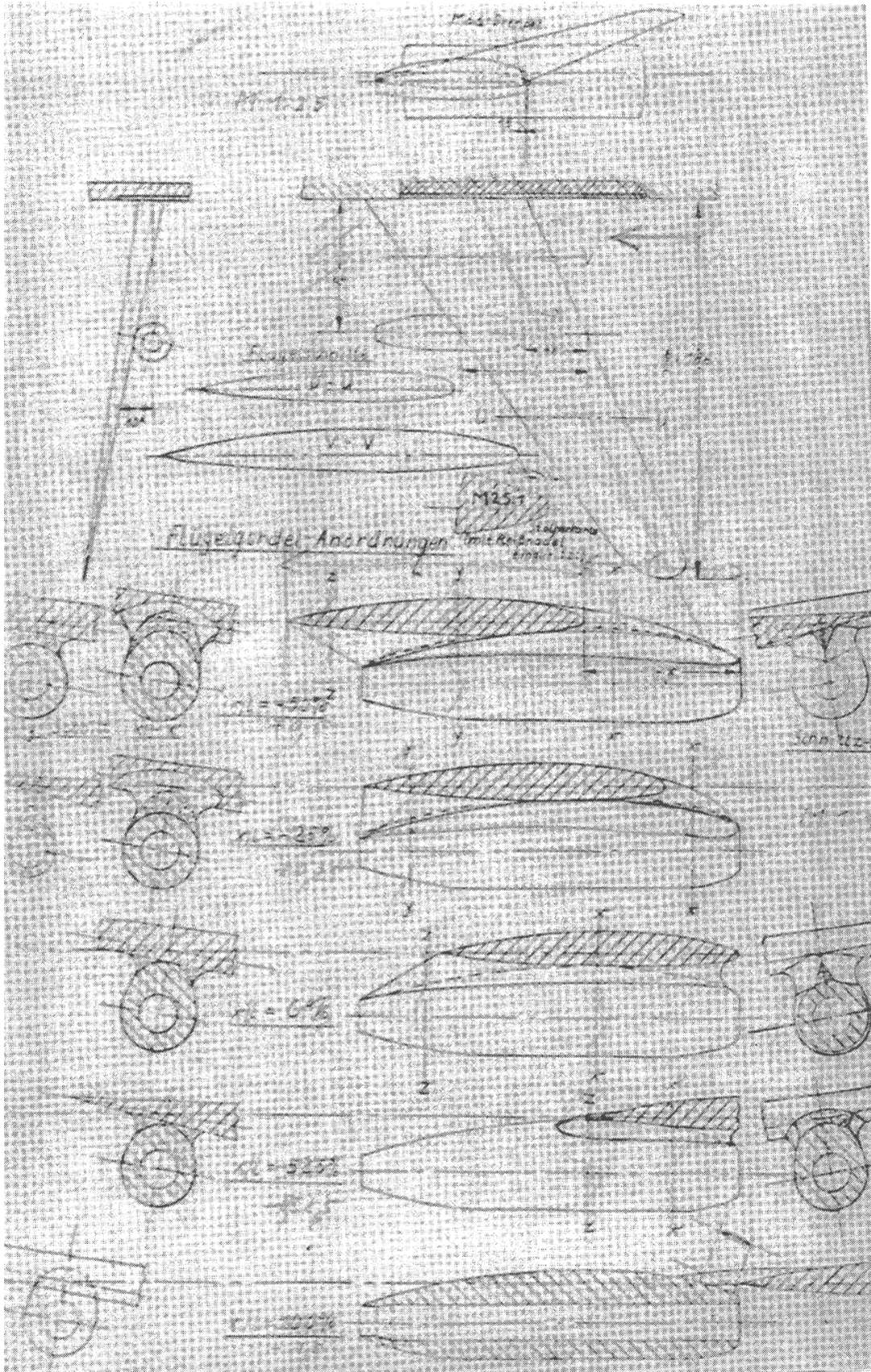


Abb. 23: Einfluß der Anordnung von Triebwerksgondeln an einem Pfeilflügel.  
(Windkanaluntersuchung) [15], [17].

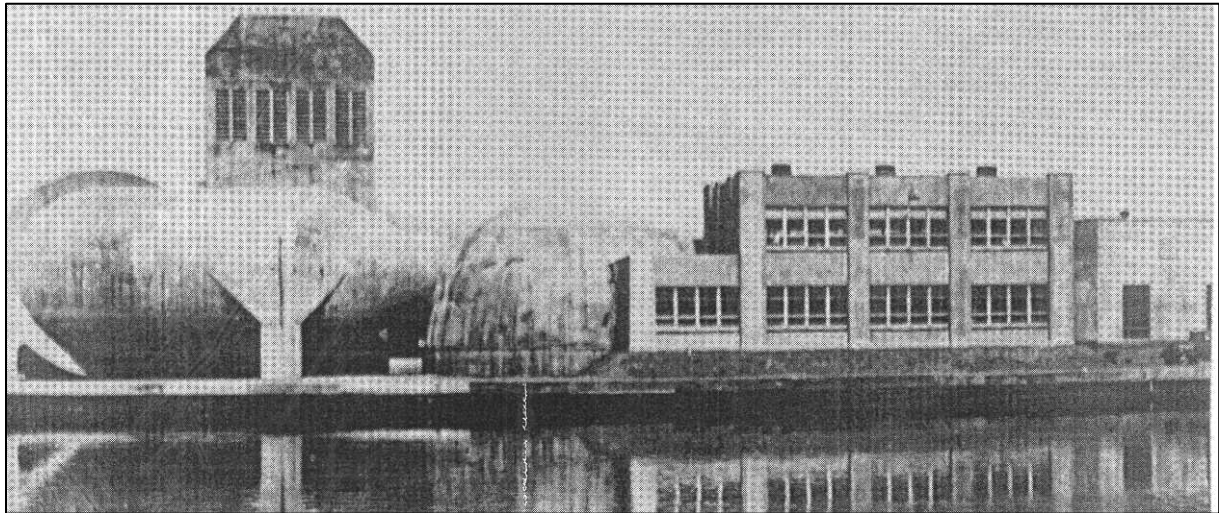


Abb. 24: Der „8-foot high-speed tunnel“ der NACA in Langley vor dem Umbau zum „8-foot transonic tunnel“ [19].

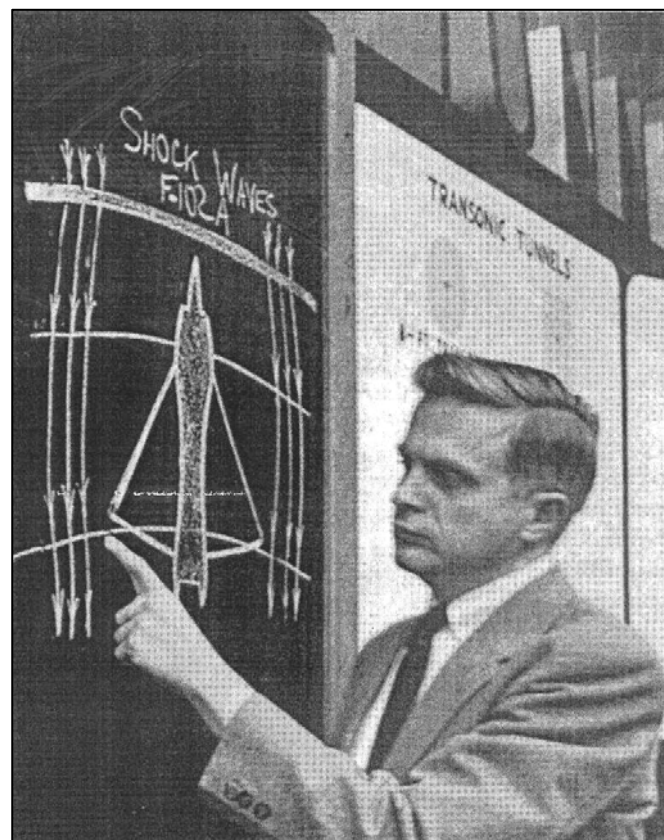


Abb. 25: Richard T. Whitcomb (geb. 1921) entdeckt 1952 die Flächenregel zum zweiten mal [1].

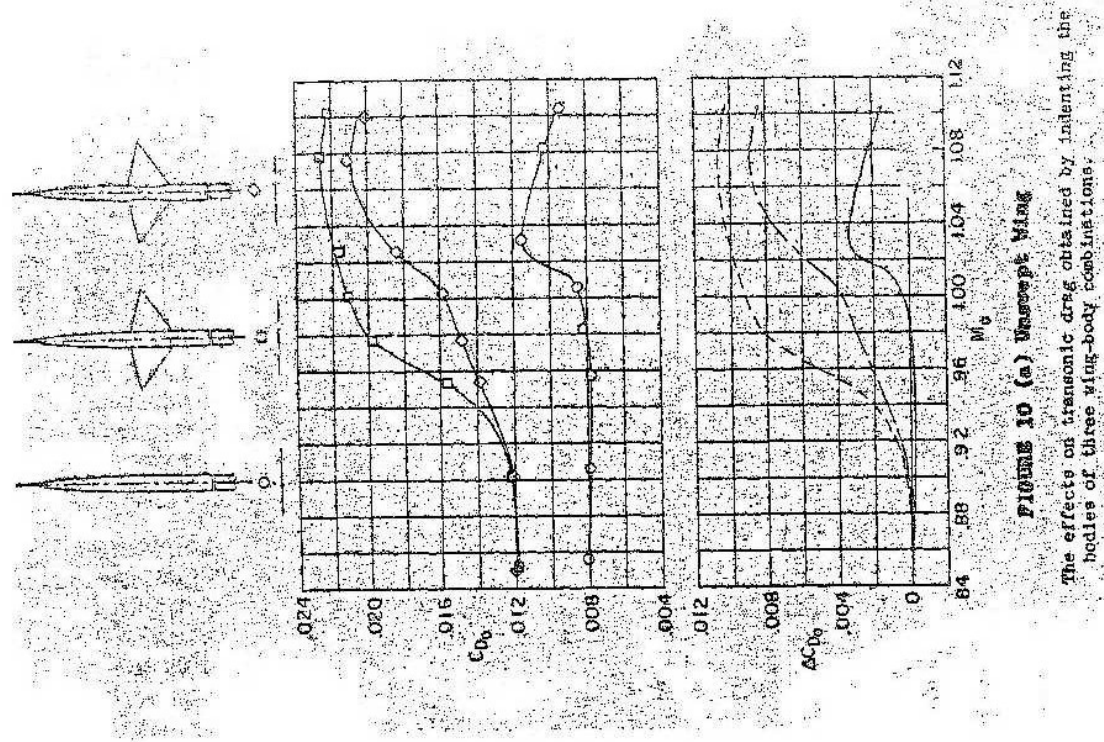


FIGURE 10 (a) Unascept wing

The effects on transonic drag obtained by indenting the bodies of three wing-body combinations;

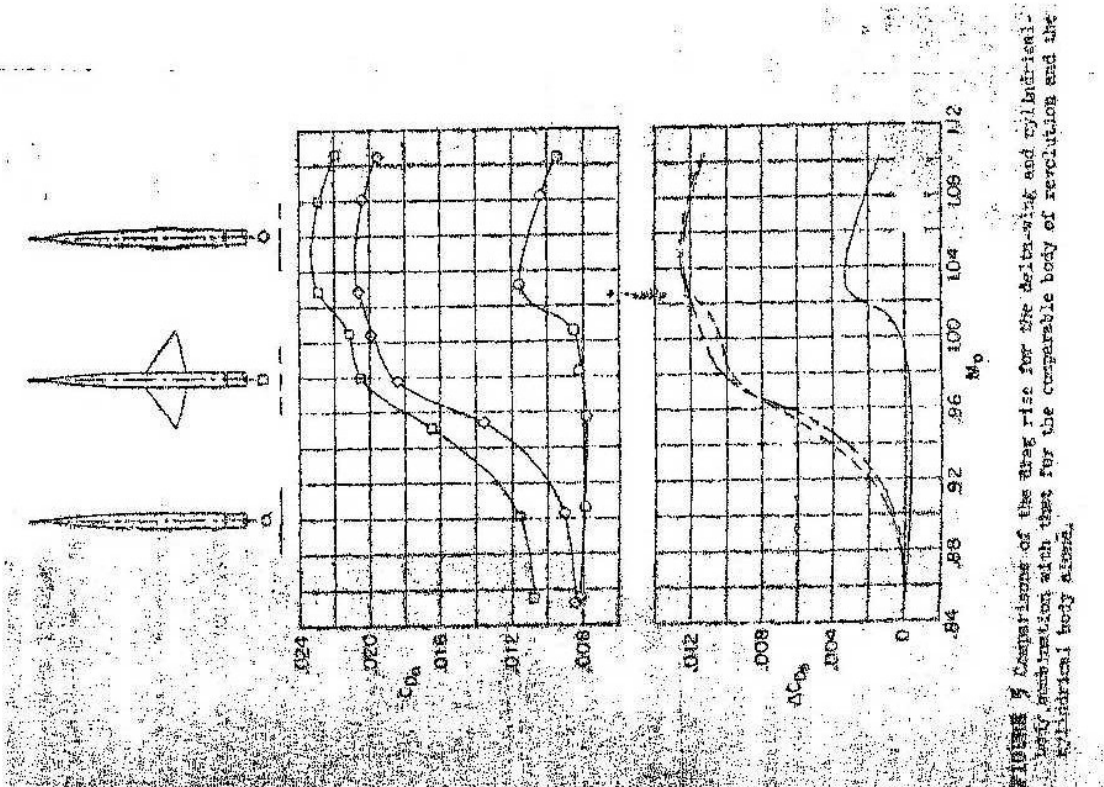


FIGURE 7 Comparison of the drag rise for the delta-wing and cylindrical-body combination with that for the comparable body of revolution and the cylindrical body alone.

Abb. 26: Widerstandsuntersuchungen an schlanken Körpern von R.T. Whitcomb 1952 [18].

# NACA Details Area Rule Breakthrough

By Richard T. Whitcomb

## Conclusions

- The shock phenomena and drag-rise increments measured for four representative wing and central-body combinations at zero lift near the speed of sound are essentially the same as those for bodies of revolution with the same axial distributions of cross-sectional areas normal to the air stream.
- On the basis of these results, it is concluded that, near the speed of sound, the zero-lift drag rise of a thin, low-aspect-ratio wing-body combination is primarily dependent on the axial distribution of the cross-sectional areas normal to the air stream. It follows that the drag rise for any such configuration is approximately the same as that for any other with the same distribution of cross-sectional areas.

- Indenting the bodies of three representative wing-body combinations, so that the axial distributions of cross-sectional areas for the combinations were the same as for the original body alone, greatly reduced or eliminated the zero-lift drag-rise increments associated with wings near the speed of sound.

AVIATION WEEK, September 19, 1955

Abb. 27: Zusammenfassung der ersten allgemein zugänglichen Veröffentlichung von R.T. Whitcomb über die Flächenregel in „Aviation Week“ 19. Sept. 1955 [28].

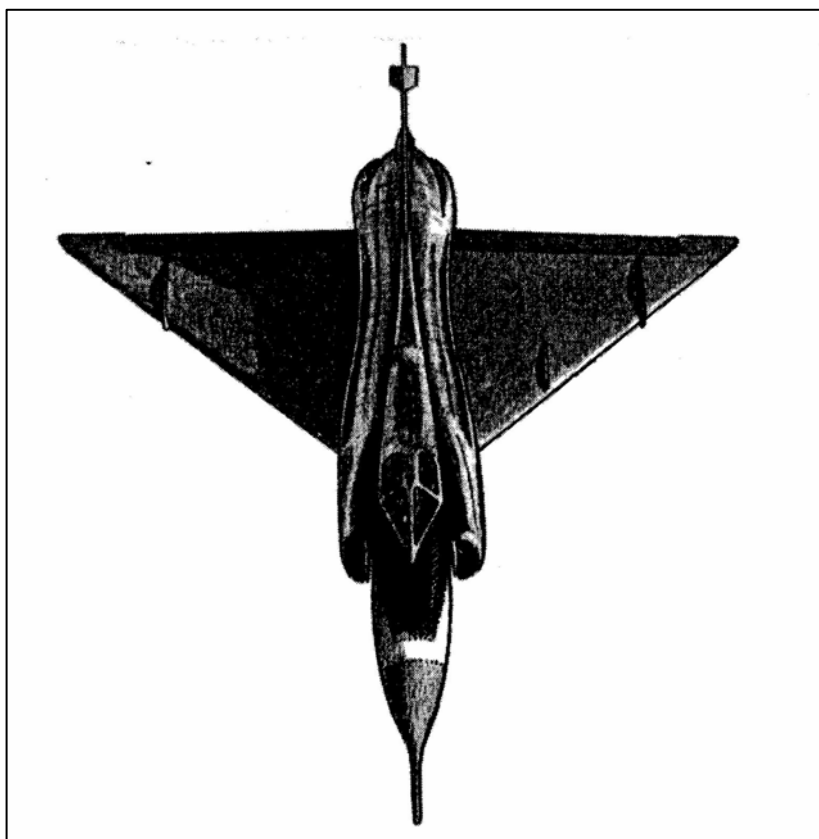


Abb. 28: Rumpfeinschnürung und Heckwülste beim verbesserten Deltaflugzeug Convair F-102 A. (nach L. Rickenbacher [27]).

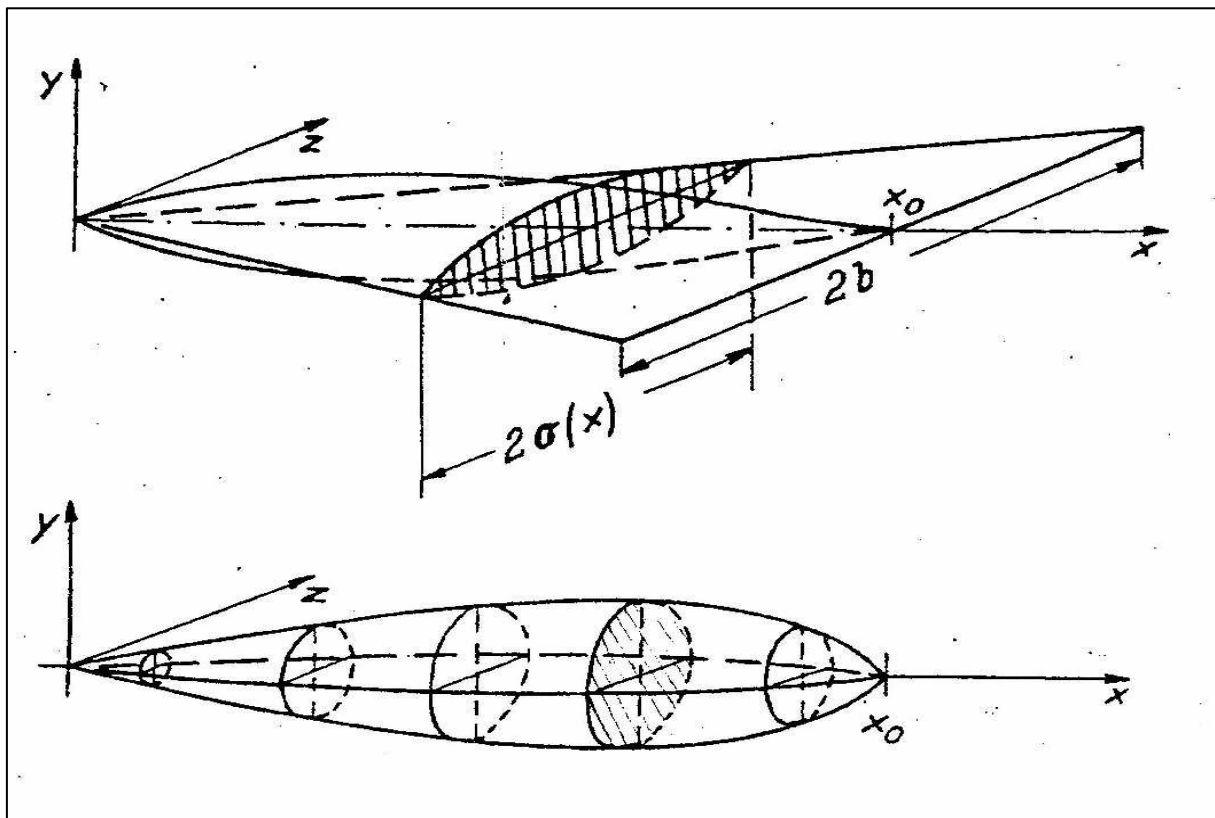


Abb. 29: Flügel kleiner Spannweite und äquivalenter Rotationskörper [22].

## Geschoßformen kleinsten Wellenwiderstandes

W. Haack, Karlsruhe

*Zusammenfassung: In der vorliegenden Arbeit werden Geschobspitzen und Geschosse kleinsten Wellenwiderstandes unter verschiedenen Nebenbedingungen bestimmt. Als Nebenbedingungen werden Kaliber, Volumen und Länge bzw. nur zwei dieser Größen vorgegeben. Die Grundlage der Untersuchung bildet die Kármánsche Näherungstheorie der Gasströmung um schlanke Rotationskörper. Für die verschiedenen optimalen Geschobformen, bezogen auf gleiches Volumen und gleiche Länge, wurden die Widerstandsbeiwerte näherungsweise berechnet und für  $U = 2c$  ( $c =$  Schallgeschwindigkeit) im Göttinger Windkanal von Walchner und Ludwig gemessen. Die Übereinstimmung ist über Erwarten gut, die berechneten und gemessenen Werte zeigen denselben Verlauf. Die optimalen Geschosse bei gegebenem Kaliber und Volumen stimmen fast vollständig mit französischen Beutegeschossen überein.*

Abb. 30: Zusammenfassung der Veröffentlichung von W. Haack zur theoretischen Berechnung optimaler Stromlinienformen und von deren Überschallwiderstand [21].

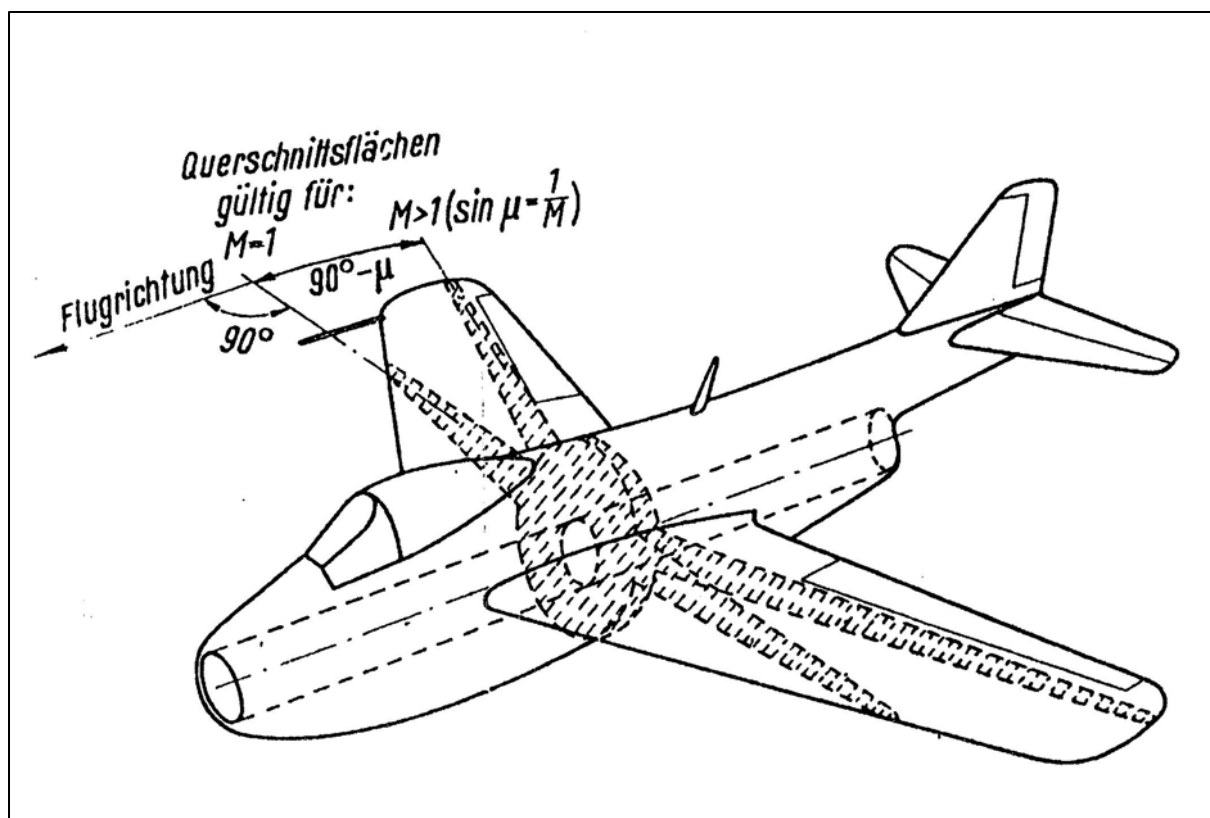


Abb. 30: Zusammenfassung der Veröffentlichung von W. Haack zur theoretischen Berechnung optimaler Stromlinienformen und von deren Überschallwiderstand

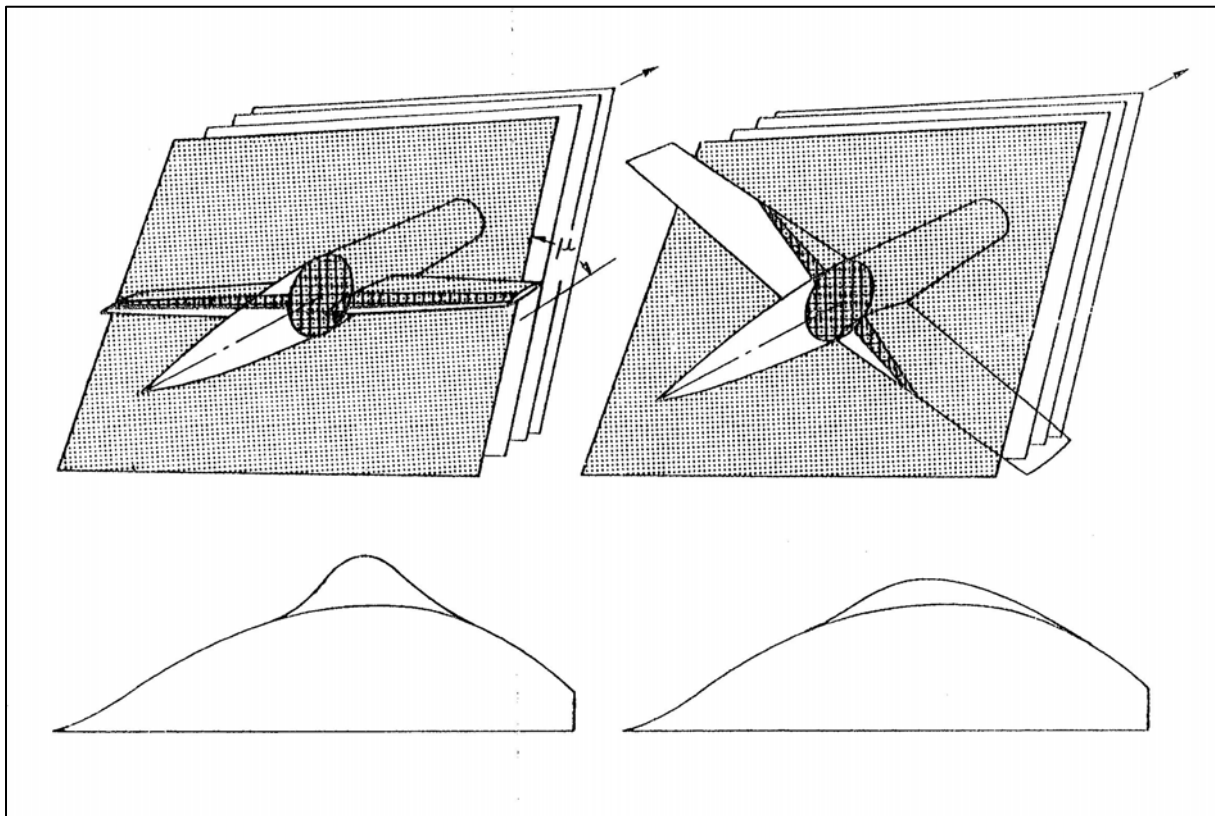
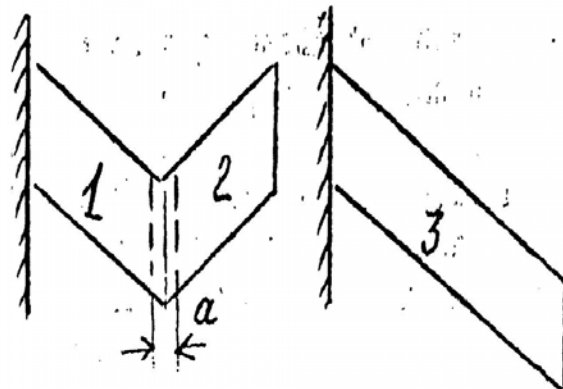


Abb. 32: Die Flächenregel bei Überschallgeschwindigkeit nach R.T. Jones, 1956 [20].

Als ersten Beweis benützte ich daher einen Vergleichsversuch zwischen einem Pfeil und einem W-Flügel (Halbmodellanordnung), den ich anschliessend nach sehr starker Verringerung der Flügelstärke im Bereich  $a$  weiterführte:

Ergebnis der Widerstandsmessung:

$W_{1+2}$  wenig verschieden von  $W_{1+2}$   
und beide wesentlich  
grösser als  $W_3$



Folgerung: Die Wechselwirkung von 1 und 2, nicht aber der Mitten-  
effekt ist das Wesentliche.



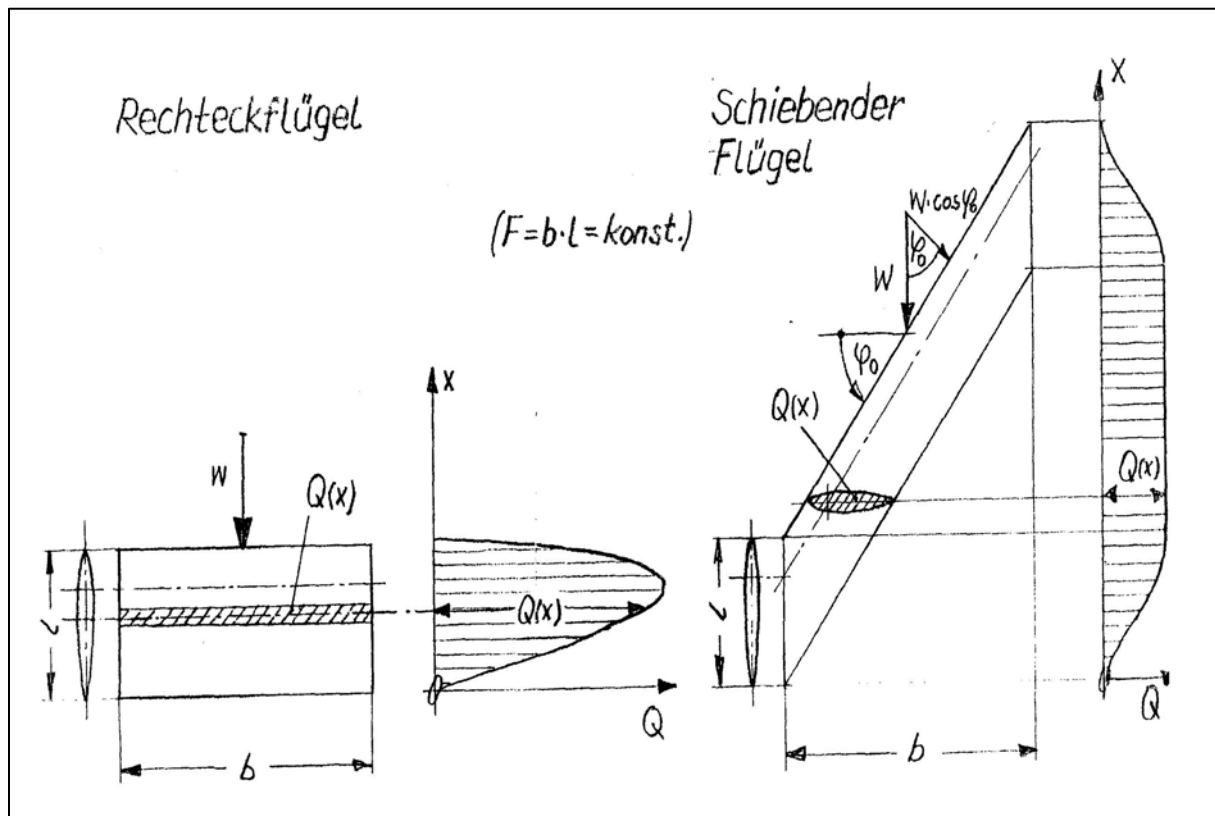


Abb. 34: Vergleich der Querschnittsverläufe von Rechteckflügel und schiebendem Flügel (bei Interpretation als Halbmodelle: Vergleich Rechteckflügel/Pfeilflügel).

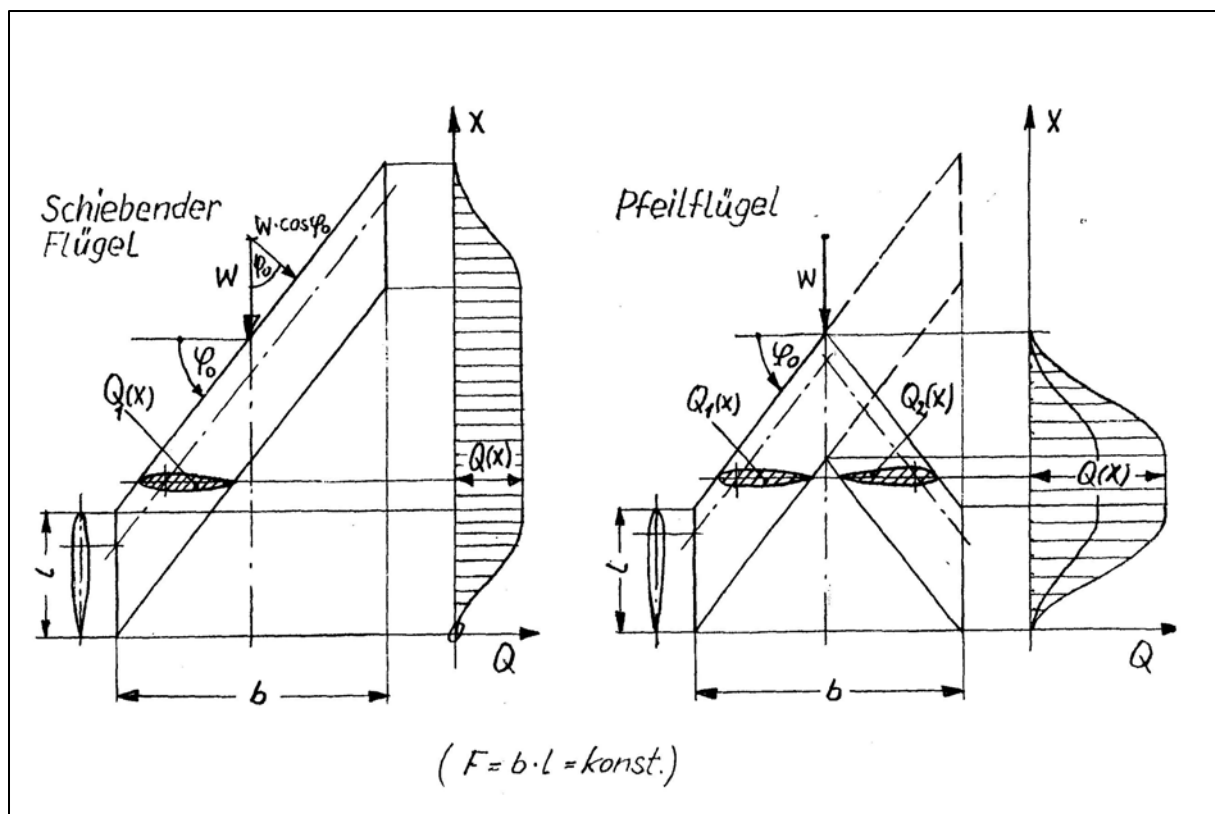


Abb. 35: Vergleich der Querschnittsverläufe von schiebendem Flügel und Pfeilflügel (bei Interpretation als Halbmodelle: Vergleich Pfeilflügel/W-Flügel).

## Quellenverzeichnis

- 1 Garrison, P.: The Man who could see Air. Air and Space (Smithsonian), Juni/Juli 2002, S. 68 – 75.
- 2 Busemann, A.: Aerodynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit. Vortrag auf der 5. Volta-Tagung in Rom 1935. Luftfahrtforschung Bd.12, Nr. 6, 3.Okt.1935, S. 210-220.
- 3 Straßl, H., Ludwieg, H.: Verringerung des Widerstandes von Tragflügeln bei hohen Geschwindigkeiten durch Pfeilform. Bericht AVA 39/H/18, Dez. 1939.
- 4 Ludwieg, H.: Pfeilflügel bei hohen Geschwindigkeiten (Versuchsergebnisse). In: Bericht 127 der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung über die Sitzung „Hochgeschwindigkeit“ am 3.9.1940 in Braunschweig und am 26./27.9.1940 in Göttingen, S. 44-52.
- 5 Unterlagen zum Pfeilflügelpatent Betz/Busemann im Archiv des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt DLR, Göttingen, GOAR : 3674.
- 6 Deutsches Museum, Messerschmitt-Archiv.
- 7 Heinzerling, W.: Die Geschichte des Pfeilflügels. Teil 2: Die projektmäßige Anwendung des Pfeilflügels. DGLR-Jahrbuch 1981, S. 071-1 - 071-31.
- 8 Ludwieg, H.: Die Geschichte des Pfeilflügels Teil 1: Die Entwicklung des Pfeilflügels in Deutschland bis 1945. DGLR-Jahrbuch 1981, S. 070-1 - 070-14.
- 9 Quick, A.W.: Untersuchungen an Luftschrauben mit pfeilförmig

gekrümmten Blattachsen. In: Bericht 156 der Lilienthal-Gesellschaft für Luftfahrtforschung, Sept. 1940.

- 10 Quick, A.W., Höhler: Abgleich der Jäger-Projekte He 11 TL. Untersuchungen u. Mitteilungen UM 1448, 1945.
- 11 Jones, Robert T.: Wing Plan Forms for High-Speed Flight. NACA Report Nr. 863, 23. Juni 1945.
- 12 Munk, M.: Note on the Relative Effect of the Dihedral and the Sweep Back of Airplane Wings. NACA-TN Nr. 177, Jan. 1924.
- 13 Jones, R.T.: Reduction of Wave Drag by Antisymmetric Arrangement of Wings and Bodies. AIAA-Journal, Vol. 10, No. 2, Febr. 1972, S. 171-176.
- 14 Frenzl, O.: Hochgeschwindigkeitskanal mit Dampfstrahlantrieb. Techn. Berichte 9 (1942), H.1.
- 15                    Unterlagen zum Flächenregelpatent O. Frenzl: Archiv Deutsches Museum.
- 16 Schulz, G.: Aerodynamische Regeln für den Einbau von Strahltriebwerksgondeln. ZFW 3 (1955), H.5, S. 119 – 129.
- 17 Frenzl, O.: Motorgondel-Flügel-Interferenz bei hohen Geschwindigkeiten (Die Flächenregel). ZFW 5(1957), H.6, S. 181 – 183.
- 18 Whitcomb, R.T.: A Study of the Zero-Lift Drag-Rise Characteristics of Wing-Body Combinations near the Speed of Sound. NACA RML 52 H 08, 1952.
- 19 Baals, D.D., Corliss, W.R.: Wind Tunnels of NASA. NASA SP- 40, Washington, 1981, S. 60-65.

- 20 Jones, R.T.: Theory of Wing-Body Drag at Supersonic Speeds. NACA-Report Nr. 1284, 1956.
- 21 Haack, W.: Geschößformen kleinsten Wellenwiderstandes. In: Bericht der Lilienthal-Gesellschaft 139, S. 14-29.
- 22 Keune, F., Oswatitsch, K.: Äquivalenzsatz, Ähnlichkeitssätze für schallnahe Geschwindigkeiten und Widerstand nicht angestellter Körper kleiner Spannweite. ZAMP, Bd. 7, 1956, S. 40 – 63.
- 23 Bölkow, L.: Mit dem Pfeilflügel zum Hochgeschwindigkeitsflug. In: 50 Jahre Turbostrahlflug. DGLR-Bericht 89-05, Bonn, 1989, S. 225 – 287.
- 24 Steiner, John E.: Evolutionary Aspects of Large Sweptwing Aircraft. In: 50 Jahre Turbostrahlflug. DGLR-Bericht 89-05, Bonn, 1989, S. 227 – 349.
- 25 Bäumker, A.: Von der Führung der deutschen Luftfahrttechnik im ersten halben Jahrhundert 1900 – 1945. Heft 44 der Schriftenreihe “Langfristiges Planen der Forschung und Entwicklung“ der DFVLR, Bad Godesberg, 1971.
- 26 NASA-Ames Research Center (Hrsg.): Collected Works of Robert T. Jones. NASA Technical Memorandum TMX-3334, Febr. 1976.
- 27 Dubs, F.: Hochgeschwindigkeits-Aerodynamik. Basel/Stuttgart, 1961.
- 28 Whitcomb, R. T.: NACA Details Area Rule Breakthrough. Aviation Week, 19. Sept. 1955, S. 28 – 43

