



Deutsche Gesellschaft
für Luft- und Raumfahrt
Lilienthal-Oberth e.V.



ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY
HAMBURG BRANCH E.V.



VDI

Verein Deutscher Ingenieure
Hamburger Bezirksverein e.V.
Arbeitskreis Luft- und Raumfahrt

Invitation to an RAeS lecture in cooperation with the DGLR and VDI

Die Pfeilflügelentwicklung in Deutschland bis 1945 (German Development of the Swept Wing 1935-1945)

Prof. Dr.-Ing. habil **Hans-Ulrich Meier**
Editor der englischen Auflage

Lecture
followed by discussion

Entry free !
No registration !



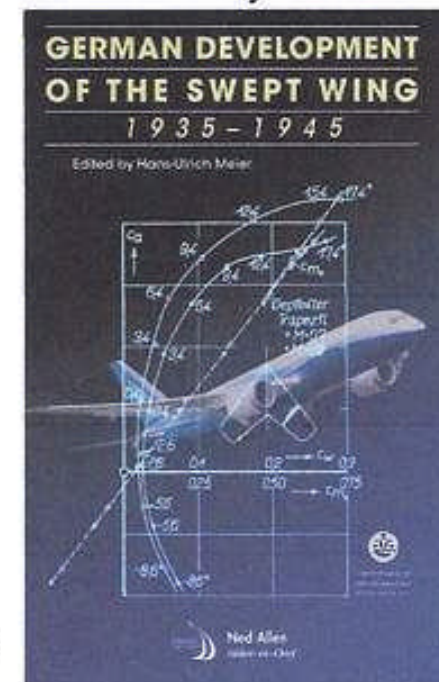
Date: Thursday, 3rd March, 18:00

Location: HAW Hamburg

Berliner Tor 5

(Neubau), Hörsaal 01.12

Anlass des Vortrages ist die Publizierung der englischen Auflage des Buches durch das AIAA und der DGLR. Der Vortrag wird in deutscher Sprache gehalten.



Koautoren:

Werner Heinzerling

Hans Försching

Helmut Schubert

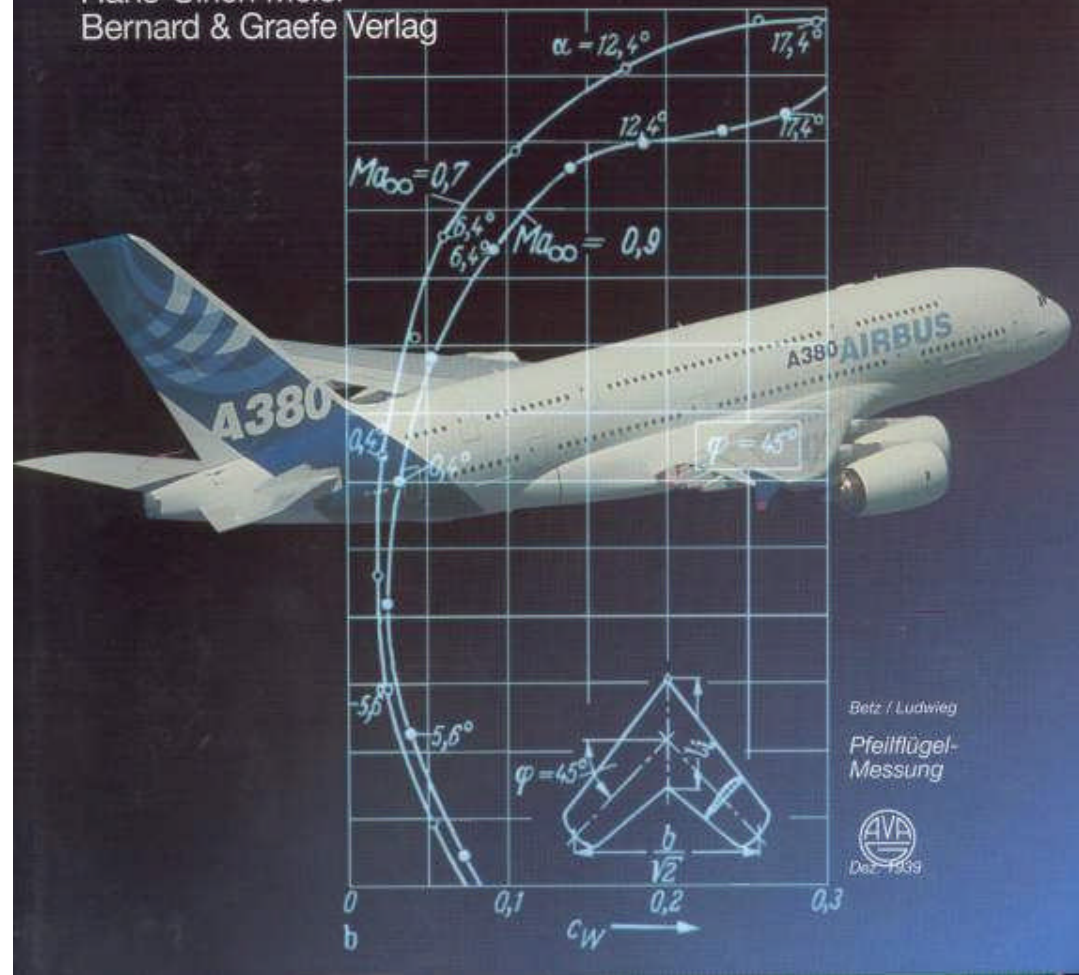
Hans Galleithner

Bernd Krag

Burghard Ciesla

Die deutsche Luftfahrt Die Pfeilflügelentwicklung in Deutschland bis 1945

Hans-Ulrich Meier
Bernard & Graefve Verlag



Ziel der Recherche

Detaillierte Dokumentation der Ergebnisse einer bis dahin einmaligen Forschungs- und Entwicklungsinitiative auf dem Gebiet des Flugzeugbaus.

Auf dieser Basis sollte der Technologietransfer zu den Alliierten nach 1945 objektiviert werden.



Entwicklungsgeschichte der englischen Ausgabe „Die Pfeilflügelentwicklung in Deutschland bis 1945“

- **2006** (Nov) Deutsche Auflage
- **2007** *Roger Simpson* (AIAA Präsident) möchte das Buch übersetzen lassen.
- **2008** Einverständnis der Autoren, des Verlags und dem DLR. Bedingungen: Übersetzung durch Autoren, Kosten übernimmt DLR
- *Egon Stanewsky*: Übersetzer → D in DE
- *Richard Sanderson*: Proofreader → DE in EE → **Thank You!**
- *Pat Dumoulin*: AIAA Senior Editor → EE in AE
- *Meridith Perkins*: AIAA Copy Editor → AE in ?
- **2010** (Okt) Englische Auflage (AIAA / DGLR)



Me 109

Ungepfeilte Flügel



FW 190

Delta Flügel



EADS EF 2000

„Rechteckflügel“



Transall C160

Pfeilflügel



Airbus A330



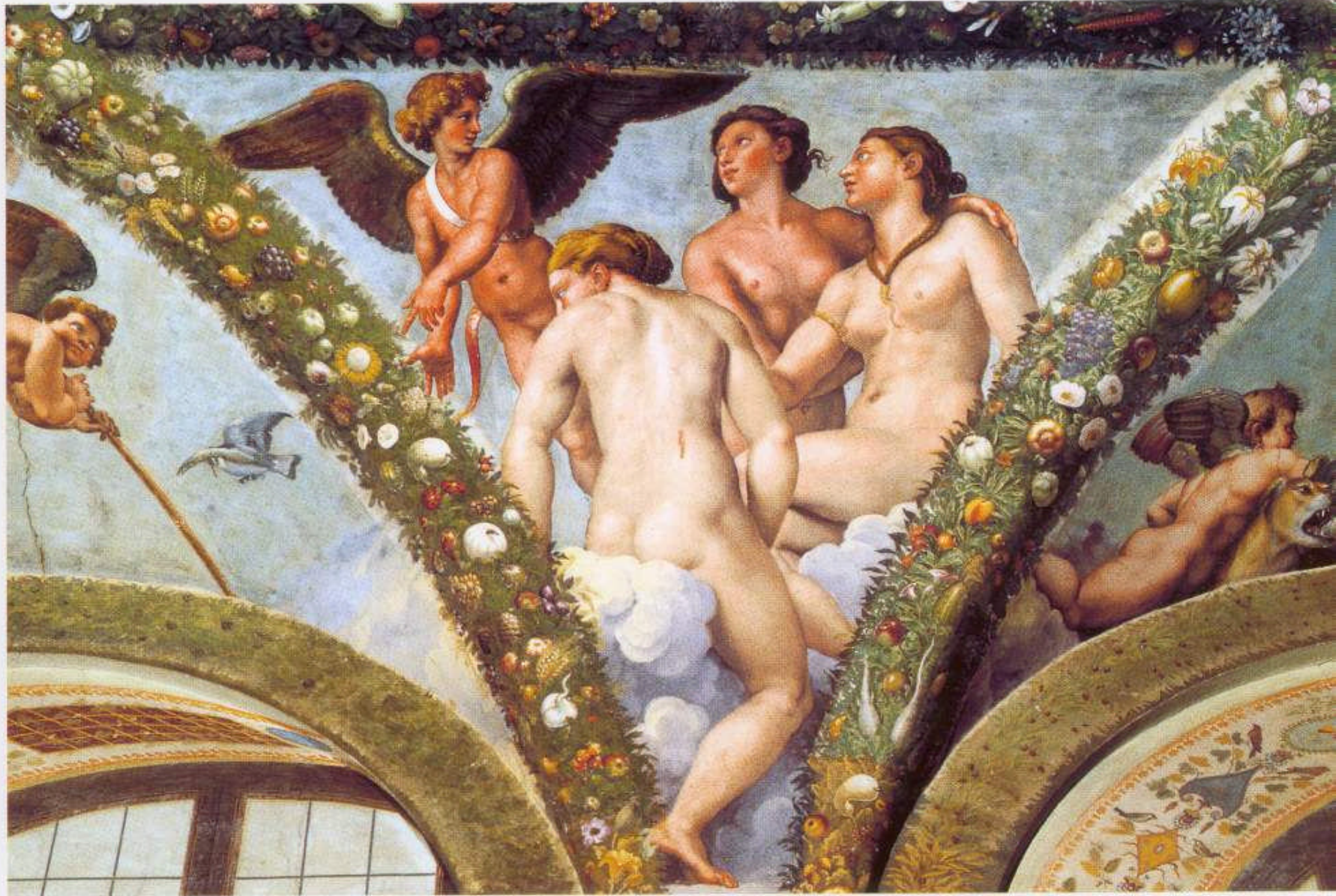
2004 3 16

Der 5. VOLTA-Kongress 1935 in Rom, ein Durchbruch in der Hochgeschwindigkeitsaerodynamik.

- 1930 wird die Stiftung „Fondazione Alessandro Volta“ gegründet, um diesen großen italienischen Physiker (1745-1827), dem Erfinder der Batterie, zu ehren.
- Zum 5. VOLTA-Kongress hatte Prof. *G. Arturo Crocco* über das Thema “Hochgeschwindigkeitsflugzeuge” eingeladen.
Diese Tagung fand in Rom in der *Villa Farnesina* statt, einem Museum mit einmaligen Fresken von *Raffael* und *Peruzzi*.

5. Volta Kongress in Rom Villa Farnesina





Amor und die drei Grazien von *Raffael*



A. Busemann

C. Wieselsberger

G. A. Crocco

L. Prandtl

2004 3 15

***Ludwig Prandtl's* Vorschlag für das Volta Tagungsprogramm**

- **Zusätzliches Vortragsthema:**

„*Aerodynamischer Auftrieb bei
Überschallgeschwindigkeit*“

- **Vortragender: Adolf Busemann**

geb. 1901 in Lübeck

1924 Promotion bei *E. Föppl*

1925 Kaiser Wilhelm Inst. f. Strömungsforschung,
(KWI), Leitung: *L. Prandtl*

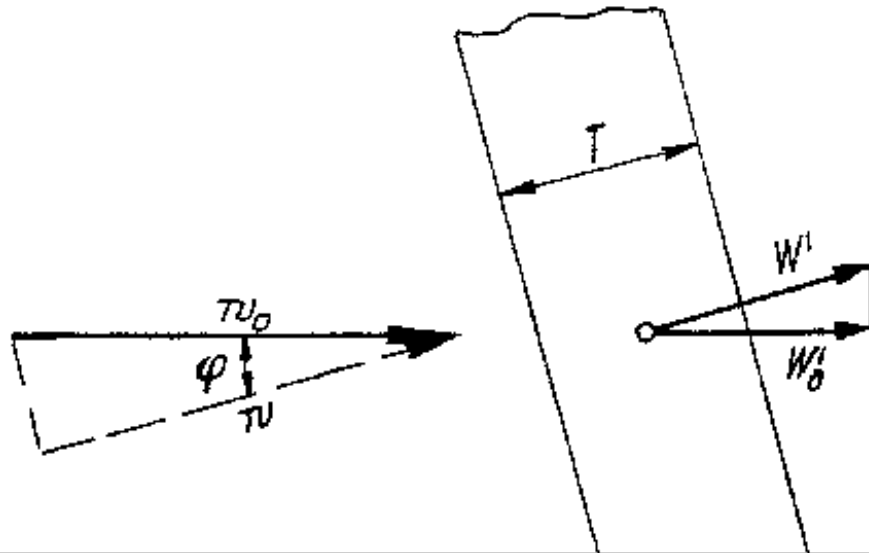
1930 Habilitation an der Universität Göttingen

1931 bis 1936 Privat Dozent an der T.H. Dresden



VOLTA - Hauptsitzung: Vorträge über „*Kompressible Strömungen*“

- | | |
|--|---|
| <i>L. Prandtl</i>
(Göttingen) | Allgemeine Überlegungen über die Strömung
zusammendrückbarer Flüssigkeiten |
| <i>G. I. Taylor</i>
(London) | Well Established Problems in High Speed Flow |
| <i>Th. von Kármán</i>
(Pasadena) | The Problem of Resistance in Compressible Flow |
| <i>E. Pistolesi</i>
(Pisa) | Lift at High Subsonic Speeds |
| <i>A. Busemann</i>
(Dresden) | Aerodynamischer Auftrieb bei
Überschallgeschwindigkeit |
| <i>J. Ackeret</i>
(Zürich) | Windkanäle für hohe Geschwindigkeiten |



$$M = w/c, \quad c = (\kappa RT)^{1/2}$$

$$M = M_0 \cos \varphi$$

- Das **zylindrische Strömungsfeld** um den schräg angeblasenen Tragflügel wird in eine ebene Strömung verwandelt.
- Nur die Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Flügelvorderkante wird wirksam. Keine axiale Geschwindigkeitskomponente für die Druckverteilung.
- Die Grenzschichtströmung wird nicht berücksichtigt!

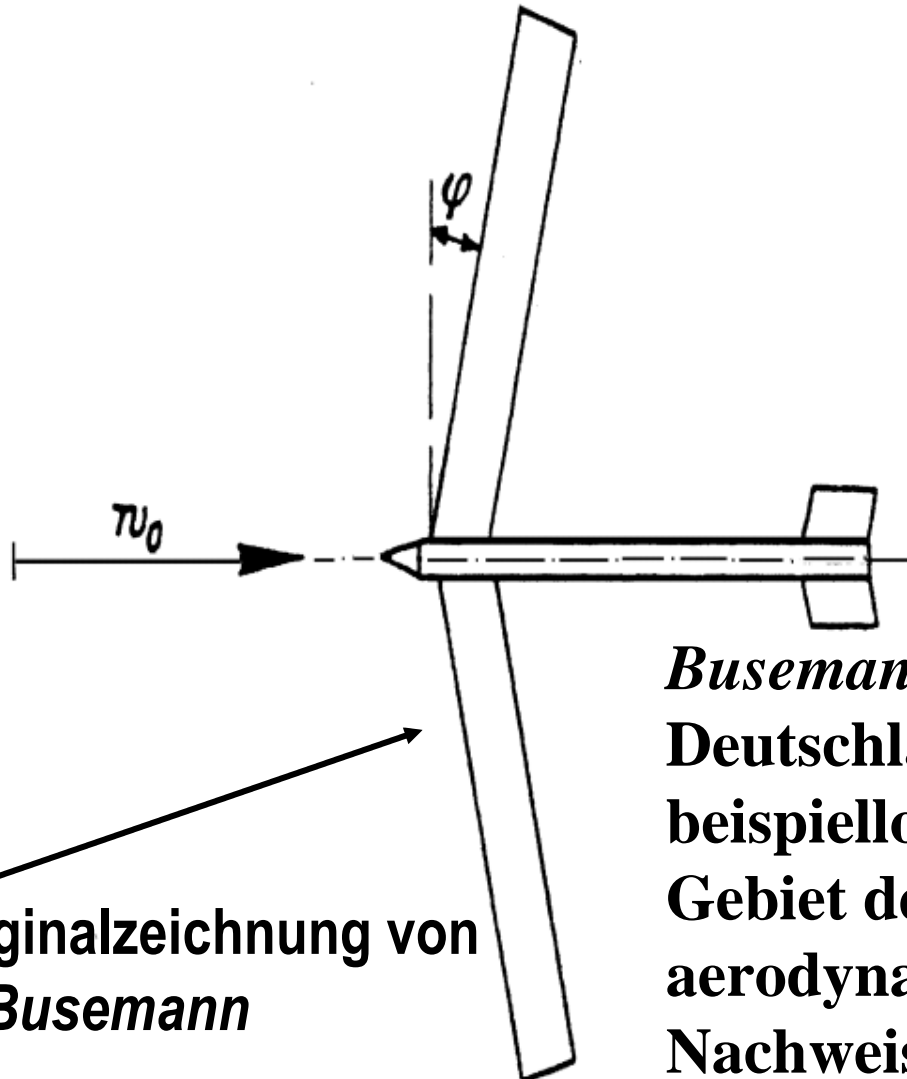
Schräg angeblasener Tragflügel nach Adolf Busemann

Originalzeichnung vom VOLTA -Vortrag

„Aerodynamischer Auftrieb bei Überschallgeschwindigkeit“

Adolf Busemann

VOLTA-Kongress, Rom, 2. Oktober 1935



Originalzeichnung von
A. Busemann

$$M = w/c, \quad c = (\kappa RT)^{1/2}$$

$$M = M_0 \cos \varphi$$

Busemann's Erfindung löste in Deutschland eine in der Geschichte beispiellose Forschungsaktivität auf dem Gebiet der Hochgeschwindigkeits-aerodynamik aus! 1939 Ludwieg's exp. Nachweis der C_w Red. im HG Bereich.

Th. von Kármán schrieb 1967 in seinem Buch „Die Wirbelstraße“

...In Bezug auf die zukünftige Flugzeugentwicklung war der bedeutendste Vortrag bei der Konferenz der eines jungen Mannes namens *Dr. Adolf Busemann* aus Deutschland...Ich muss gestehen, dass ich diesem Vorschlag damals nicht viel Beachtung schenkte...

Das erste Turbinen-Luftstrahl-Triebwerk

→ eine Voraussetzung für den Hochgeschwindigkeitsflug



Dr. Hans-Joachim Pabst von Ohain (1911-1998)
Physikstudium in Göttingen bei Prof. Pohl → Heinkel

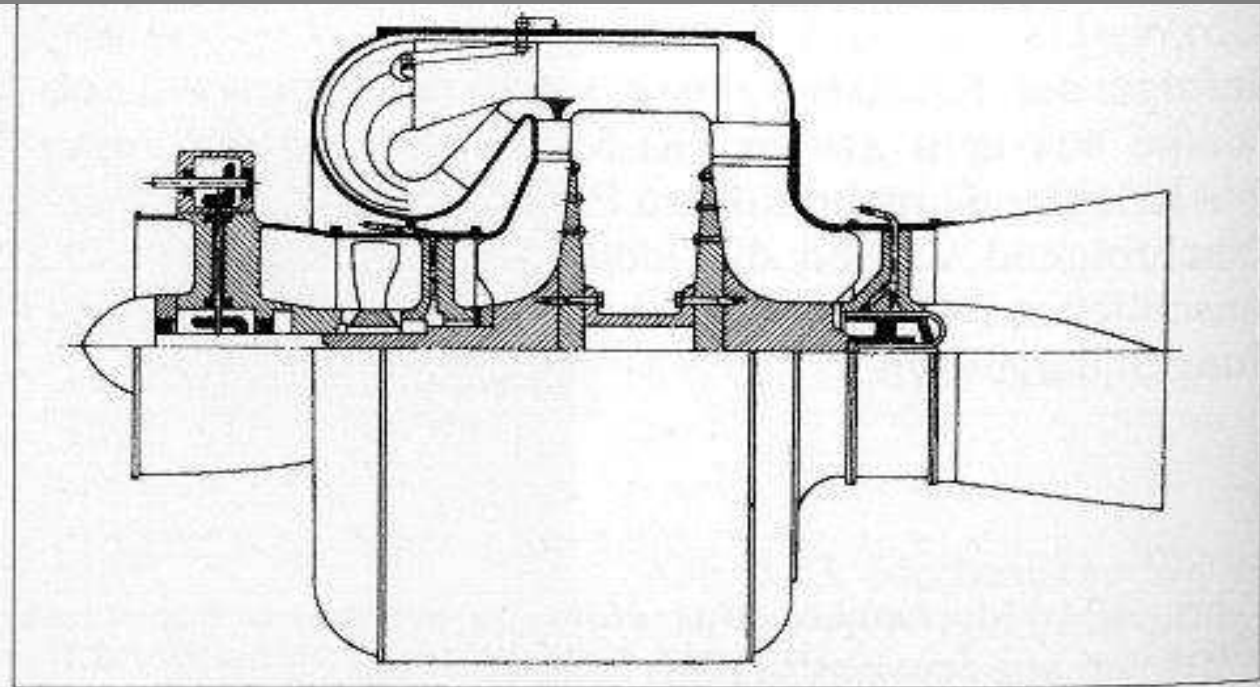
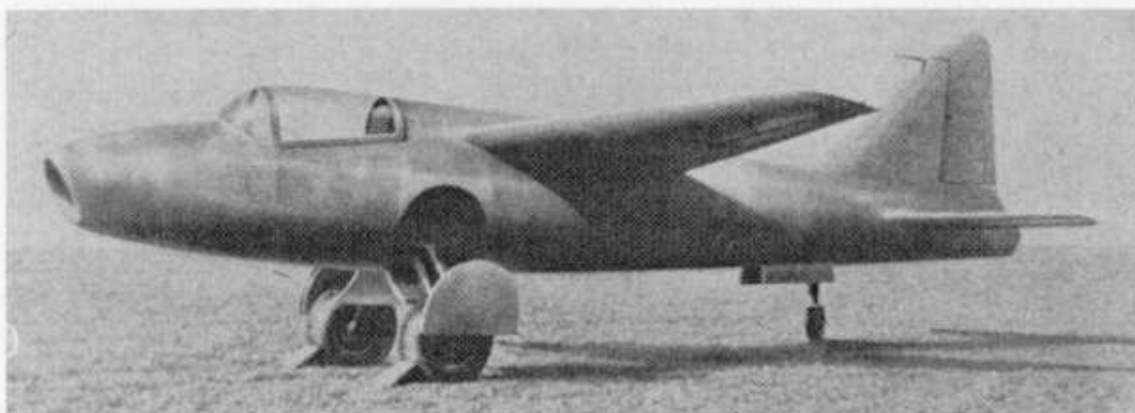
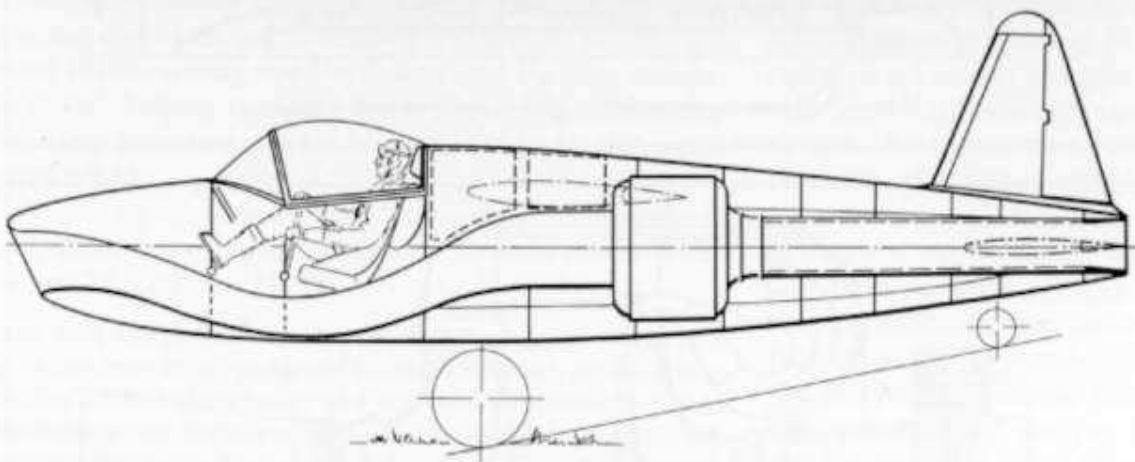


Abb. 3.26: Schnittzeichnung des Heinkel F 3 b, später He S 3 b.

1939: Das erste fliegende Turbinen-Luftstrahl-Triebwerk He S 3B in der Heinkel He 178



Das Heinkel-Versuchsflugzeug He 178 flog mit dem von Hans von Ohain entwickelten Turbinen-Luftstrahl-Triebwerk He S 3B als erstes Strahlflugzeug der Welt. Am 27. August 1939 führte der Testpilot Erich Warsitz den Erstflug vom Heinkel-Werkflugplatz Marienehe bei Rostock aus.



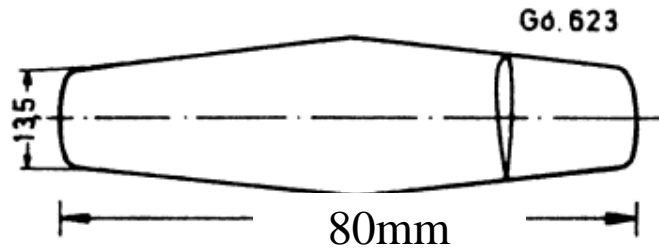
Schematischer Längsschnitt des ersten Strahlflugzeuges Heinkel He 178. Durch das lange Schubdüsenrohr betrug der Schubverlust anfangs etwa 15%, d.h. es stand nur ein effektiver Schub von 3,7 kN (380 kp) zur Verfügung.



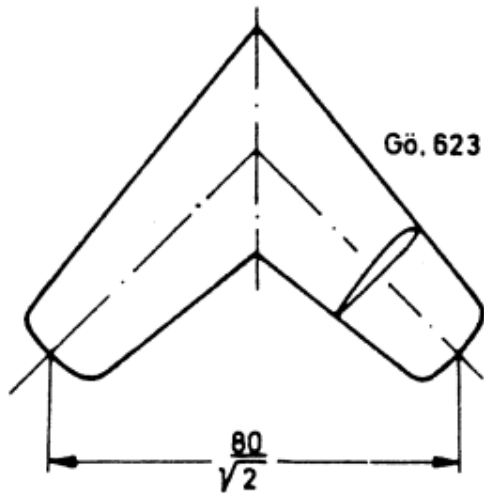
Albert Betz 1885-1968



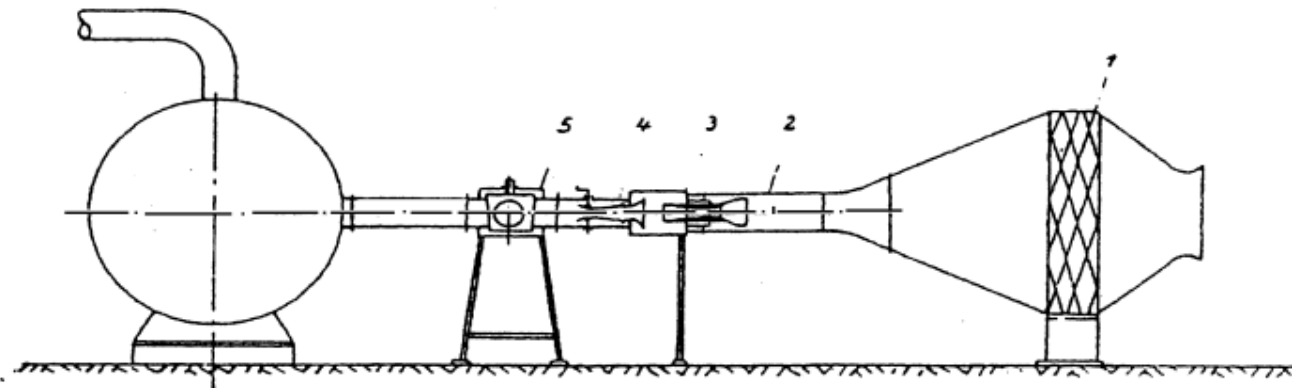
Hubert Ludwig 1912-2001



Trapezflügel, 80mm Spannweite



**Erstes Pfeilflügelmodell
für Hochgeschwindigkeits-
messungen**

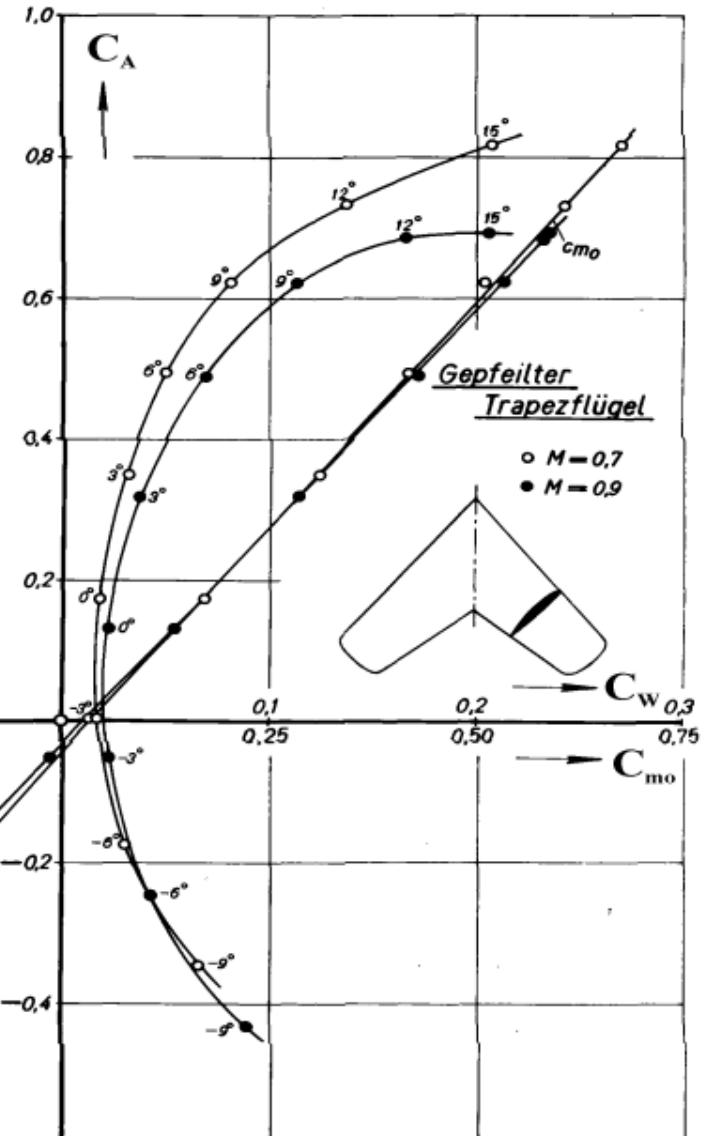
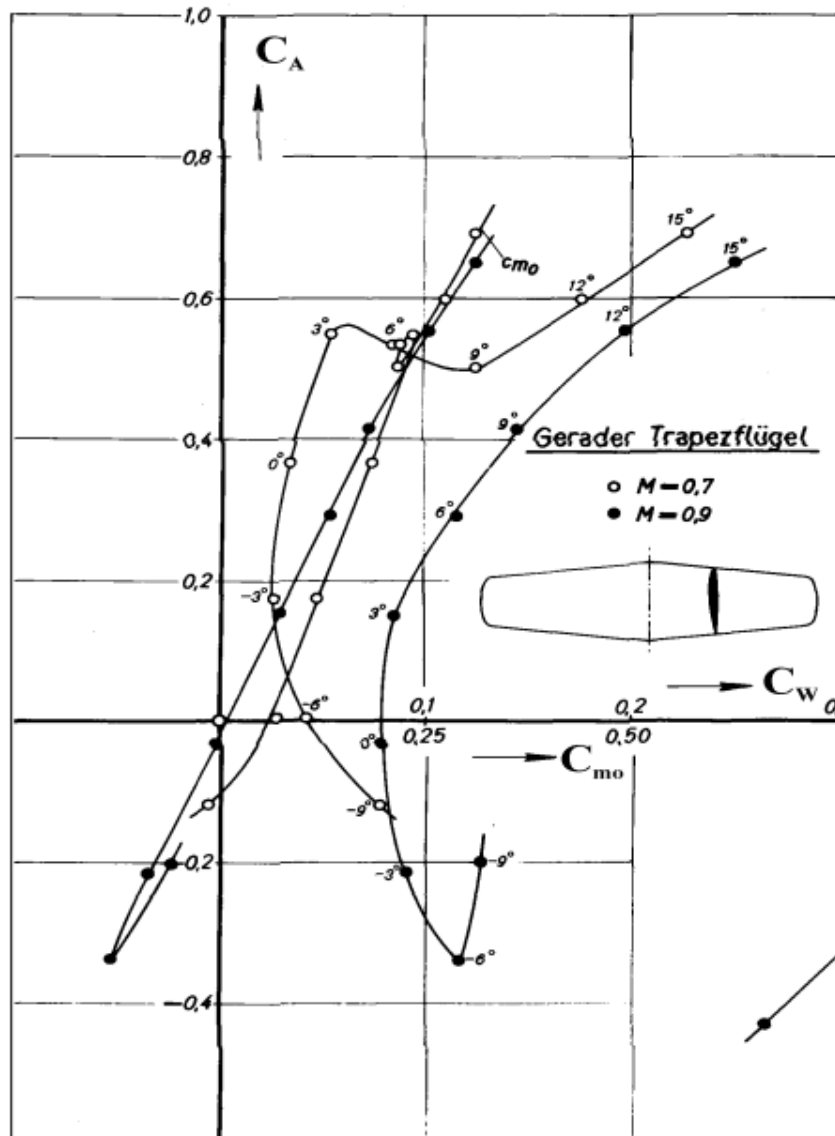


**AVA 11cm x 11cm
HG-Kanal**

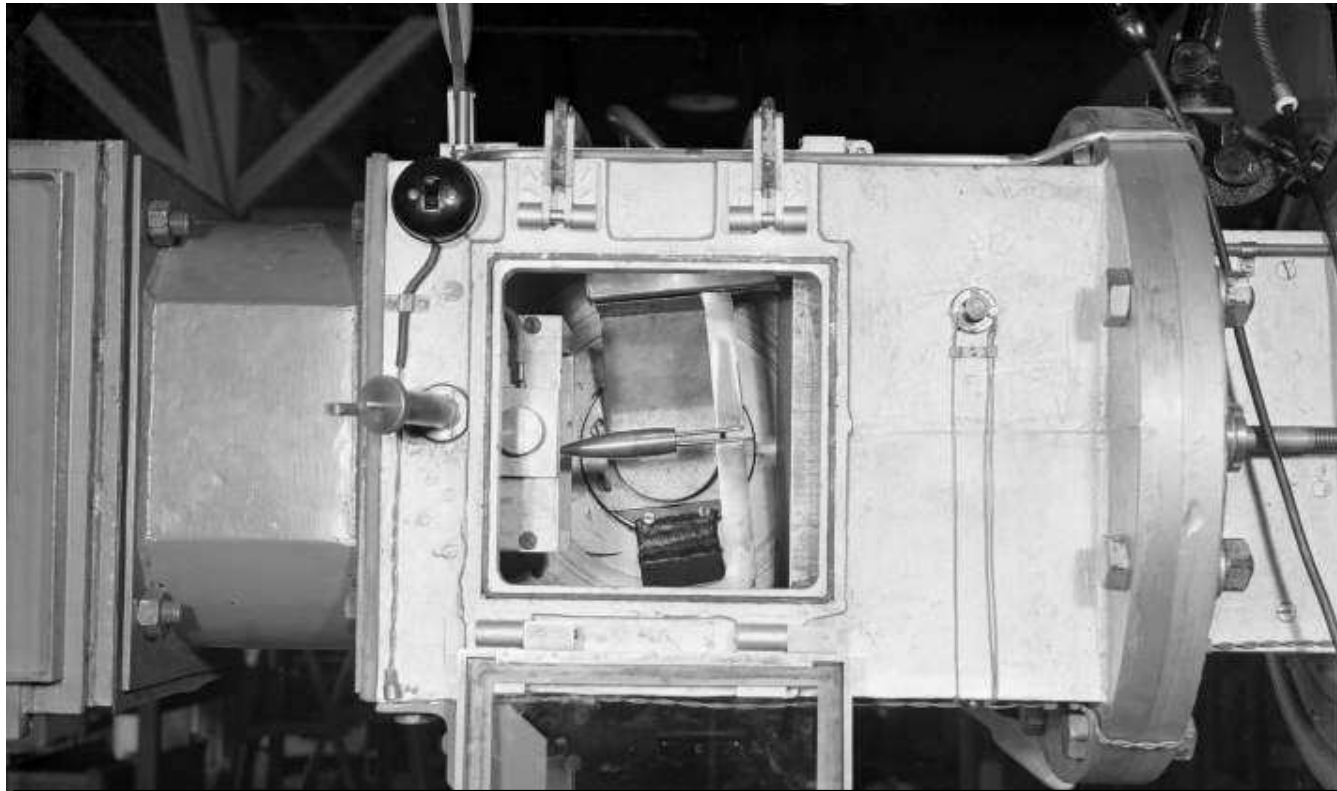


**Hochgeschwindigkeitswindkanal der Aerodynamischen
Versuchsanstalt AVA, Göttingen.**

- Peilflügelmessungen Nov. 1939: A. Betz, H. Ludwieg
- Messquerschnitt 11cm x 11cm bei $M < 1$



Erste Pfeilflügelmessungen von H. Ludwieg 1939
Polaren und Nickmomentenverlauf bei $M=0,7$ und $0,9$

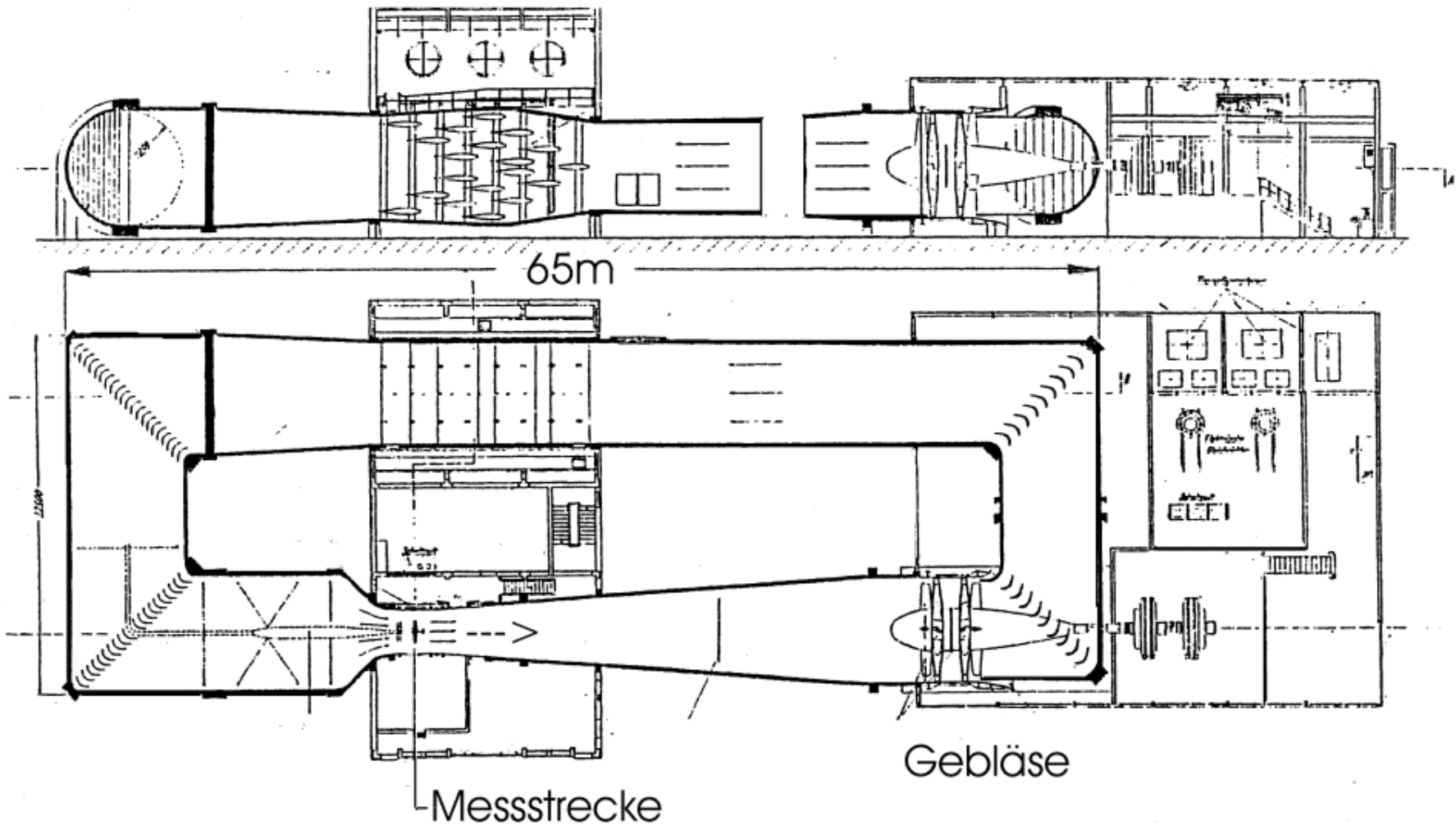


AVA 11cm x11cm HG Kanal $\rightarrow R < 5 \cdot 10^5$

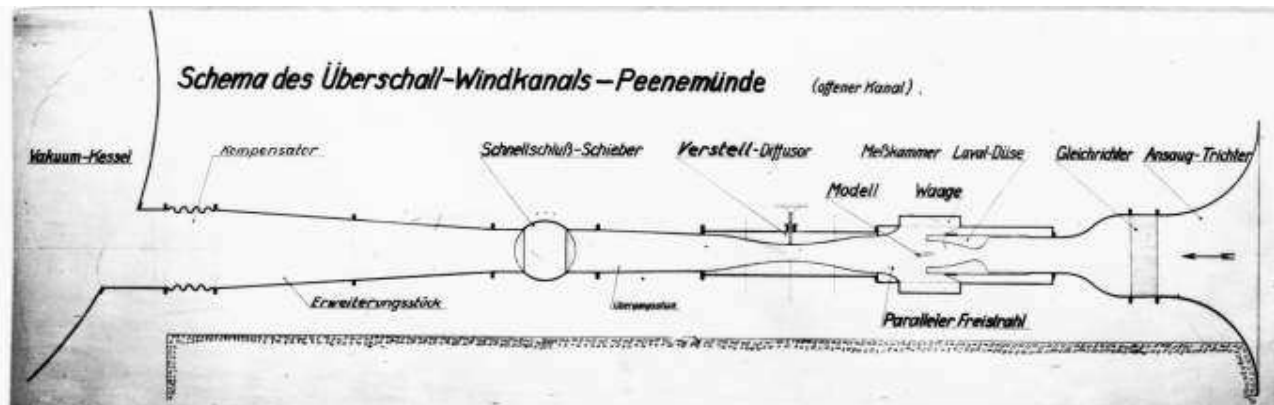
**Forderungen: Untersuchungen von Pfeilflügeln und Gesamtkonfigurationen bei Reynoldsschen Zahlen
 $\rightarrow R \sim 5 \cdot 10^6$
 \rightarrow Große Hochgeschwindigkeitswindkanäle**



LFA 8m Kanal A3, Messerschmitt Me109, Jan.1940



**Hochgeschwindigkeitswindkanal der DVL, Berlin
d = 2,7 m Ø, verfügbare Antriebsleistung 13 000 kW, 1939**



Peenemünder Überschallkanal beim NSWC (NOL), Silver Spring, USA



Dr. F. Zwicky: 1946 im C.I.O.S. Bericht

Combined Intelligence Objectives Subcommittee

- Repräsentant der USSTAF (Air Force),
- Direktor der Entwicklung der Aerojet Engineering Corporation,
- Professor of Astrophysics, California Institute of Technology.

*>>... The value of the
40cm x 40cm supersonic windtunnel
is such that we proposed to move it to the United States.
We also suggested that about 50
German experts to be taken along...<<*

Anmerkung: z.B. Dornberger, Hermann, Wegener, Winkler etc

**Dies führte 1945/46 zur Gründung des Naval Ordnance Lab.
NOL, Silver Spring, USA.**

Schlußfolgerungen aus der Anlagenstrategie in Deutschland von 1935-1945

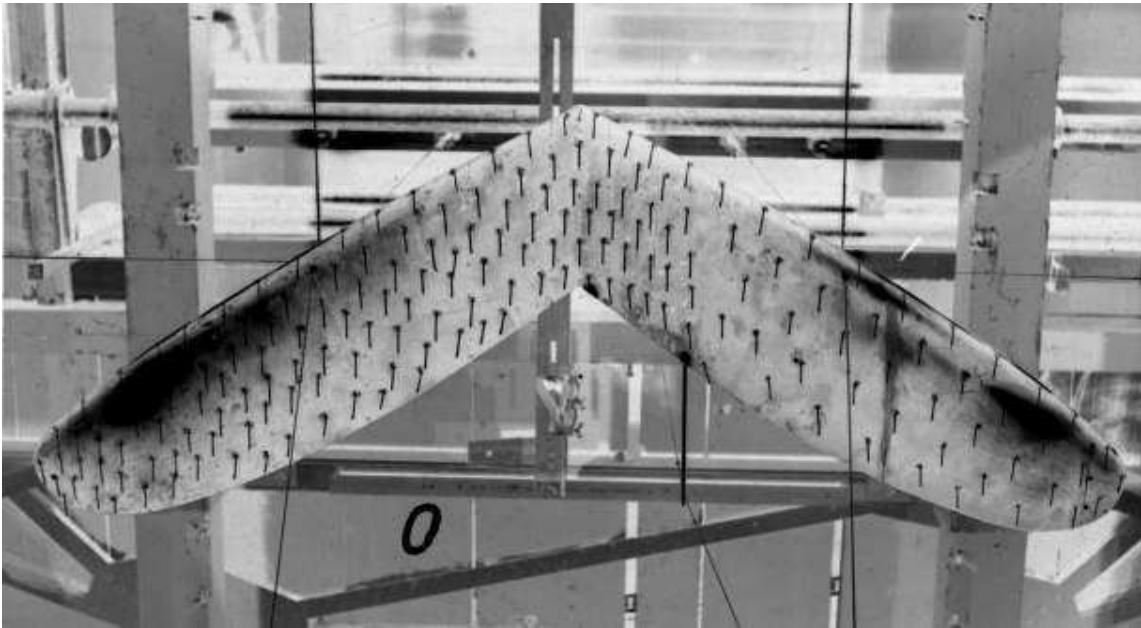
- Für die Entwicklung von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen standen primär nur die bis 1939/1940 fertiggestellten Anlagen zur Verfügung.
- Der Bau neuer Anlagen während des 2. WK war für die Bearbeitung von Aufgaben der exp. Gasdynamik durch die Bindung von wichtigen Experten und Wissenschaftlern eher negativ.
- Das geschaffene Anlagenpotenzial hat nach dem 2. WK die Forschung auf dem Gebiet der Gasdynamik international stark beeinflusst, und führte u.a. zu der Gründung der neuen Forschungszentren wie **NOL, RAE Bedford, Modane (S1 MA)**

Optimierung von Pfeilflügeln

- **Widerstandsreduzierung bei kompressiblen Strömungen** → positiv und nachgewiesen bei $R < 10^6$
- **Nachteile des Pfeilflügels:**
 - Abfließen der Grenzschicht zur Flügelspitze**
 - zunehmende Schwanzlastigkeit mit steigendem Anstellwinkel (Super Stall), Rollinstabilität bei Vorwärtspfeilung
 - Maximalauftrieb nimmt ab
- **Maßnahmen:**
 - Konfigurationsstudien
 - Untersuchungen bei großen Reynoldsschen Zahlen

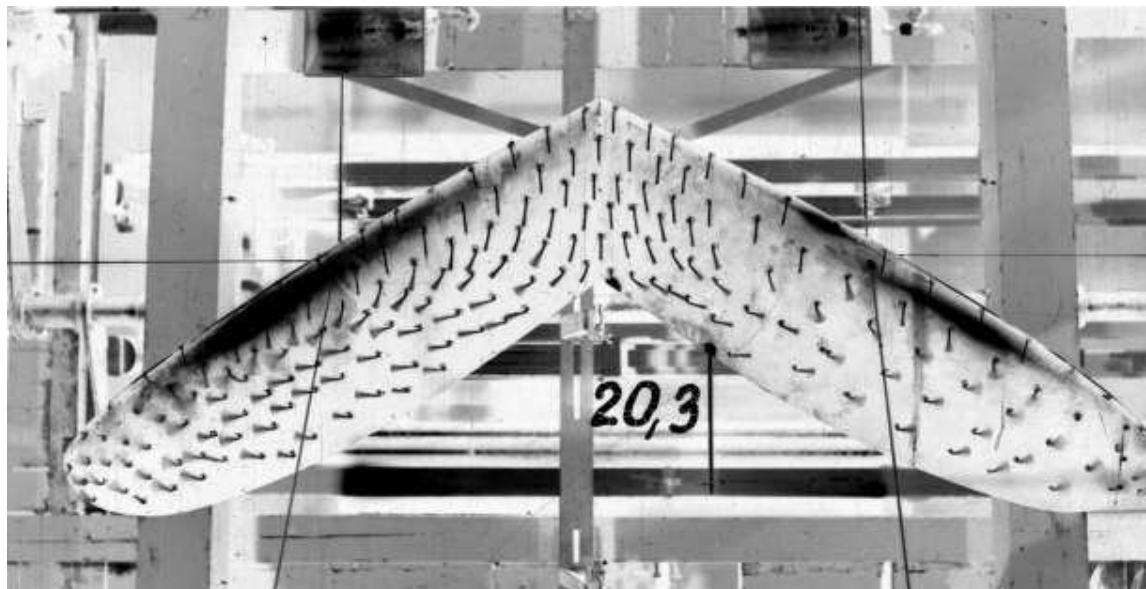
„Fädchenaufnahmen“ an einem „elliptischen“ Pfeilflügel

(H. Lemme, AVA- Göttingen, 1943)



Anstellwinkel = 0°

→ Strömung liegt an



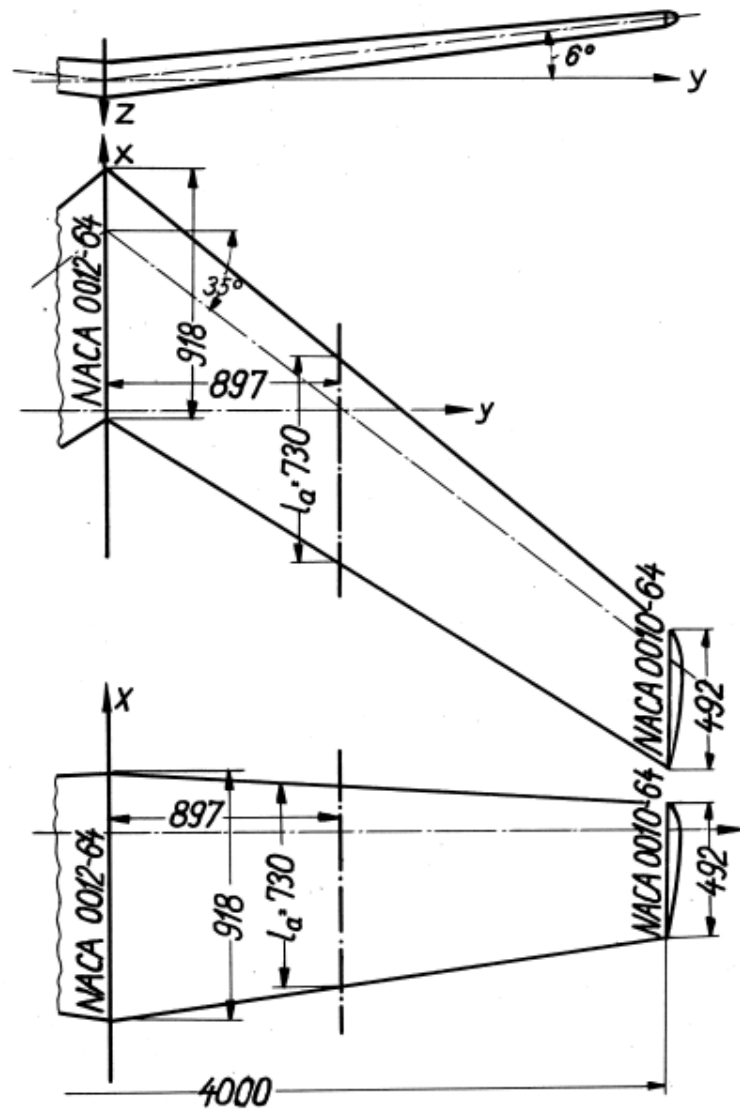
Anstellwinkel = $20,3^\circ$

→ Strömungsablösung
im Außenbereich des
Flügels

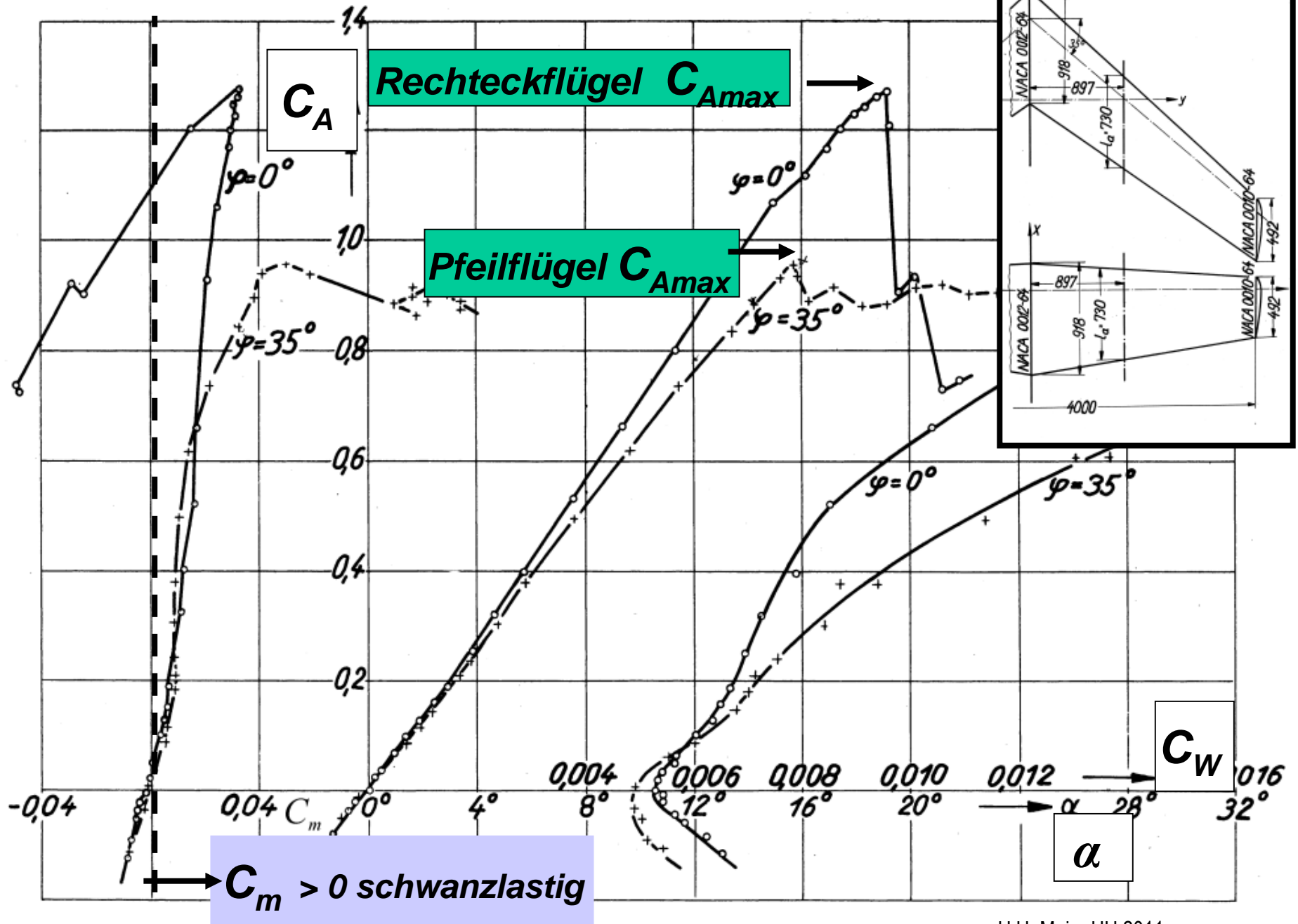
→ Querruderwirkung
schlechter

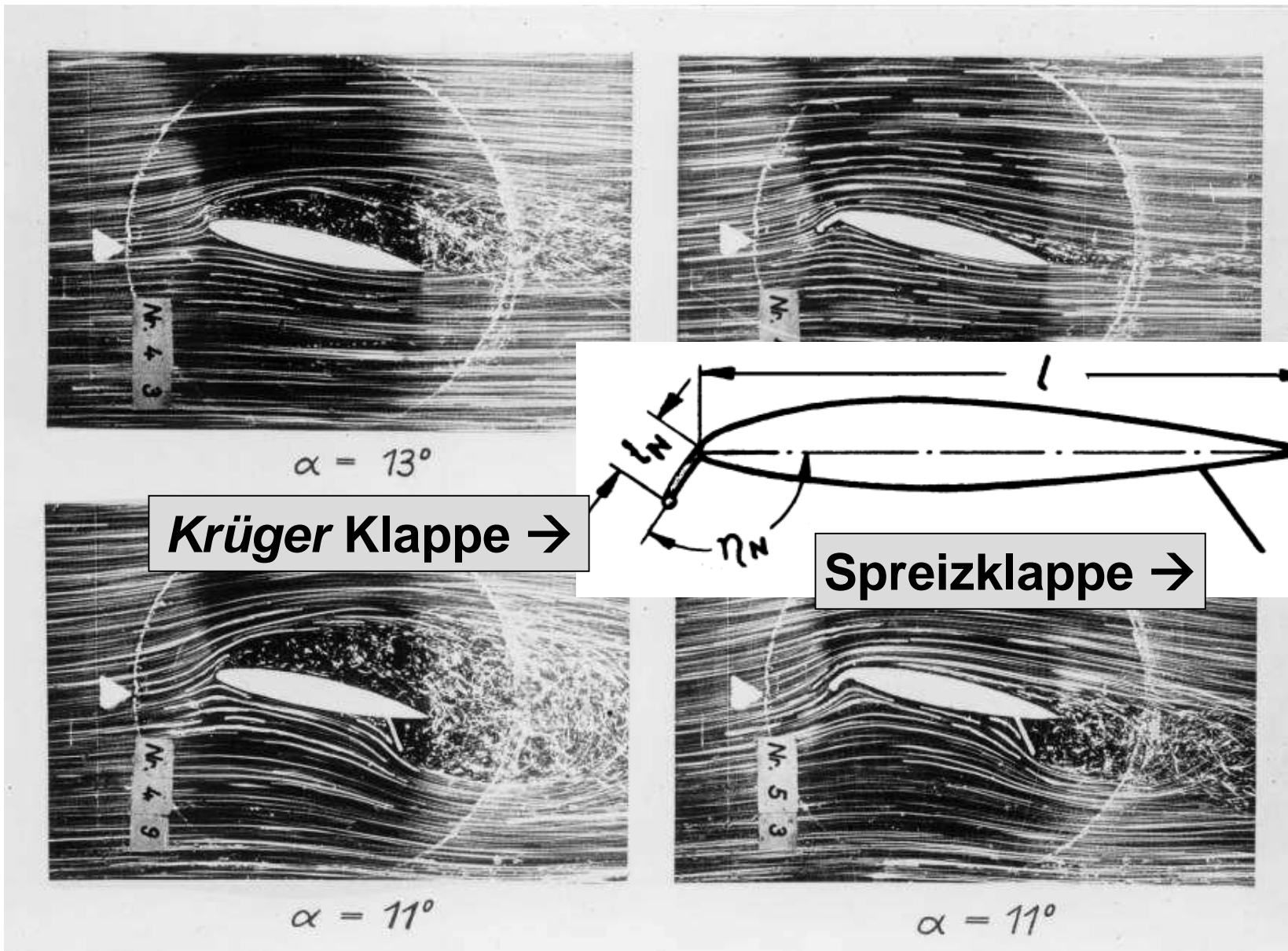
Untersuchungen der Start- und Landeeigenschaften an einem Trapez- und einem Pfeilflügel

Vergleichsmessungen im
5m x 7m Unterschallkanal der DVL
Berlin- Adlershof, 1942

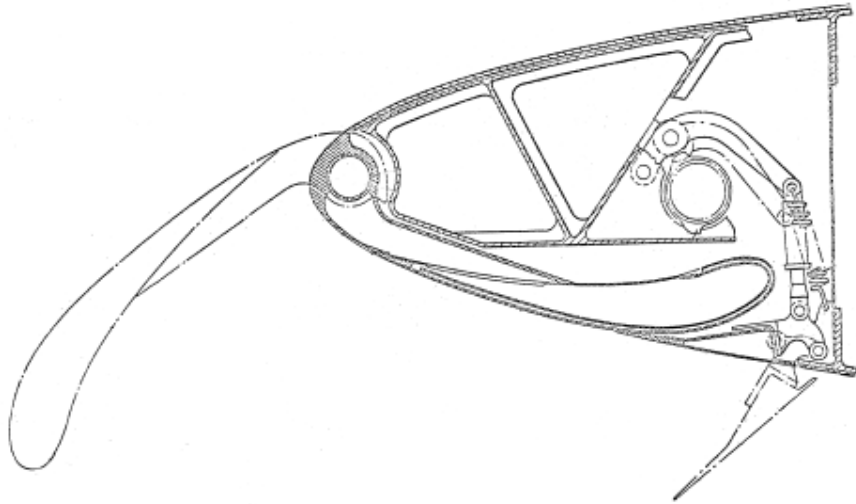


→ Modellspannweite = 4m!

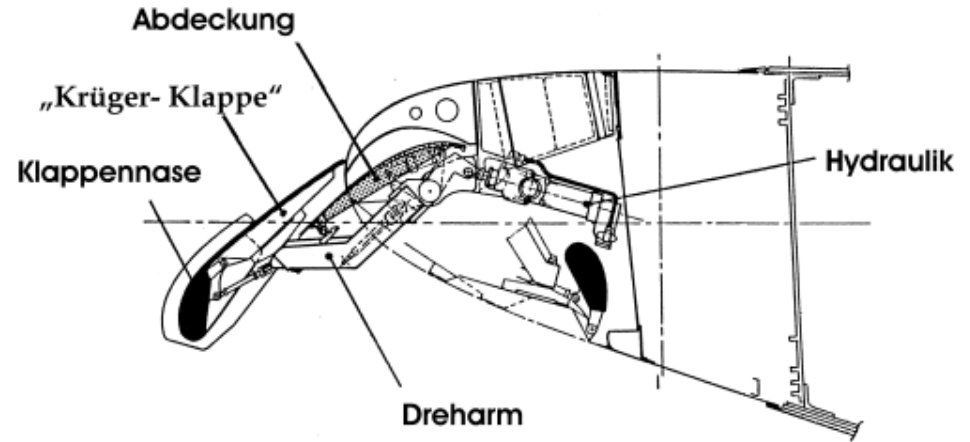




Entwicklung von Hochauftriebmitteln, *W. Küger*, AVA 1940

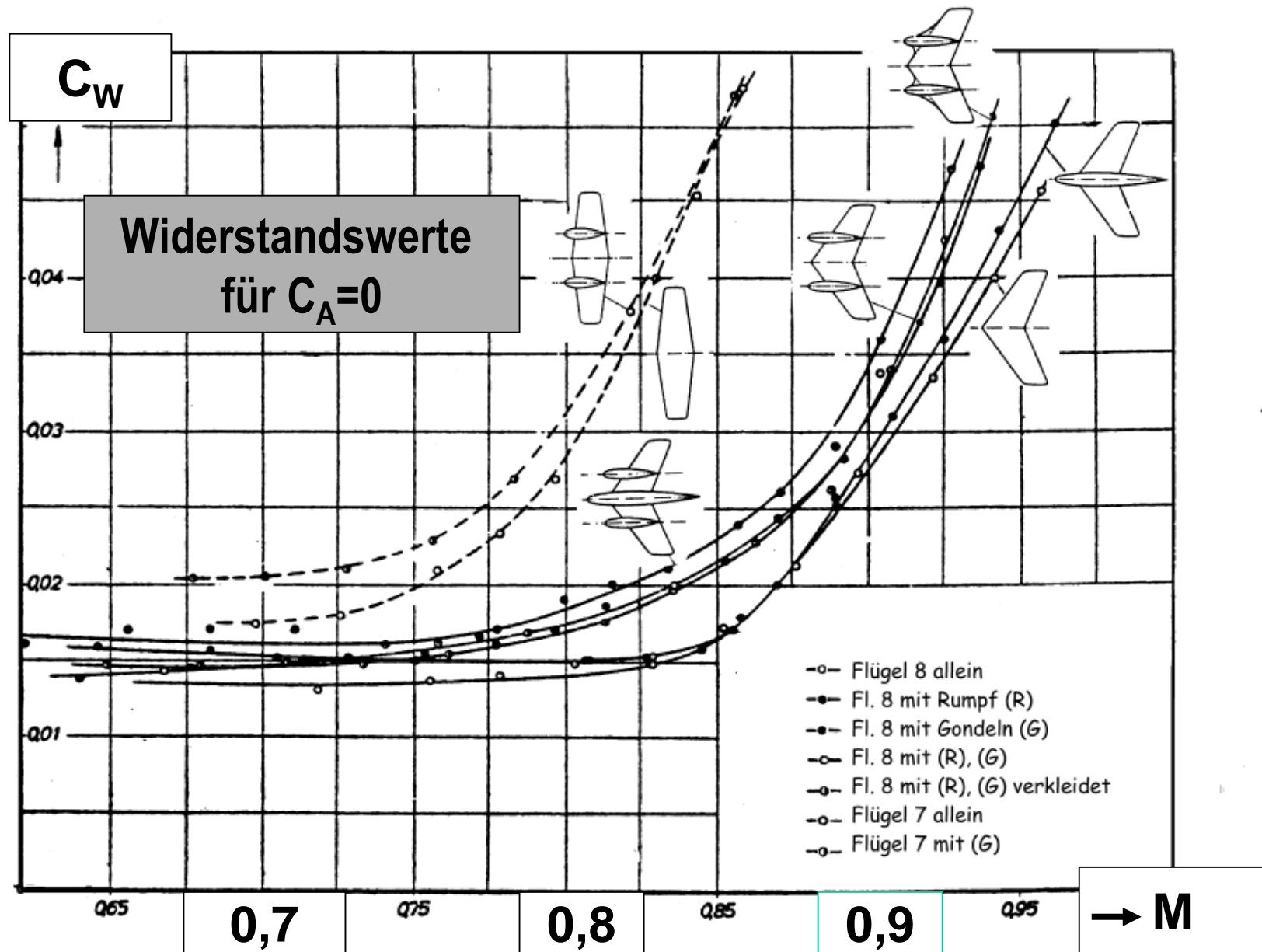


US-Patent von F.W. Watts, 1968

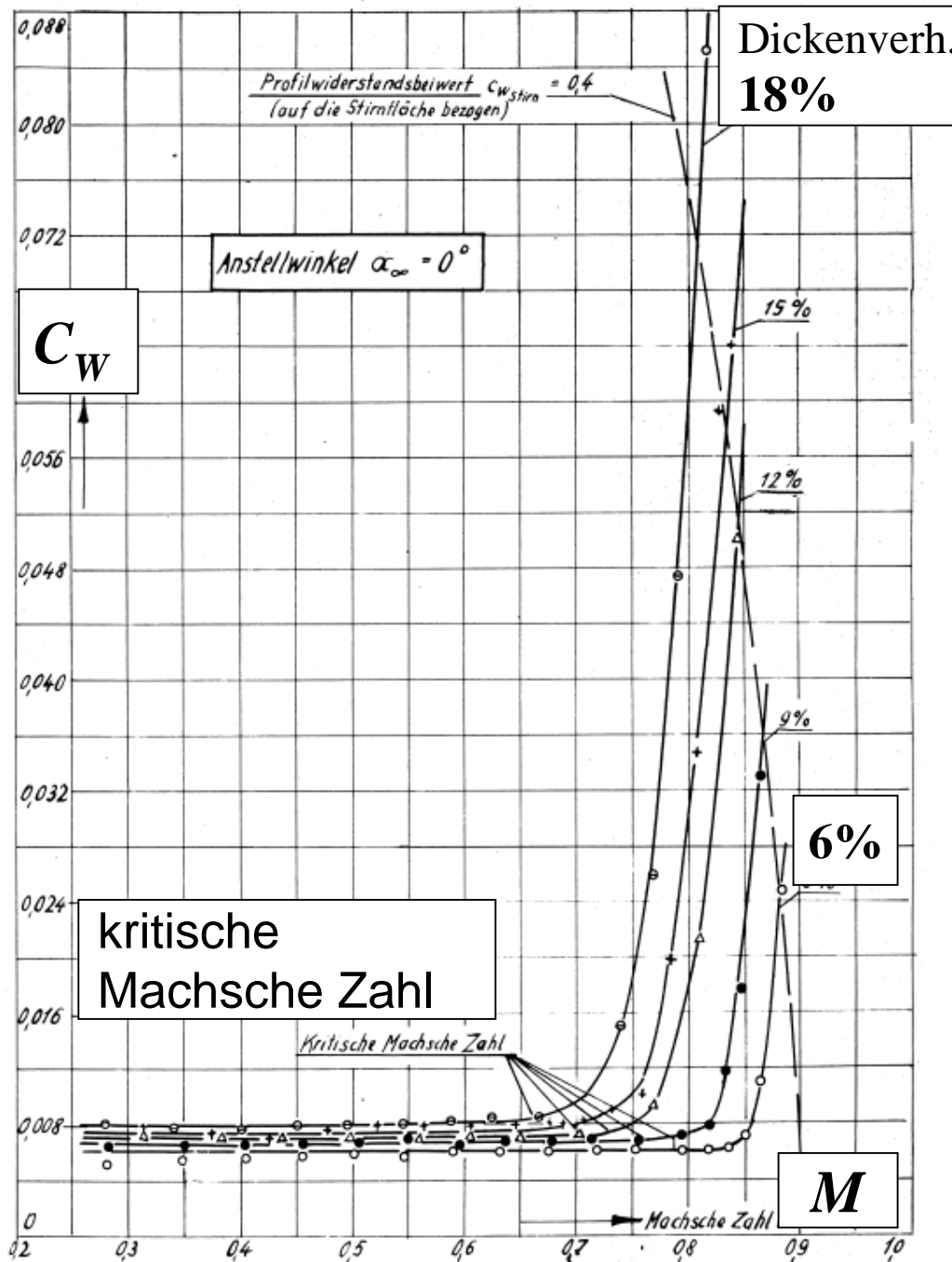


Airbus A300 „Krüger Klappe“

- **1968** bietet Boeing International Corp. Dr. W. Krüger einen Beratervertrag im Patentstreit „Watts-Boeing“ an. Krügers AVA-Berichte wurden nach 1945 in den USA übersetzt und liegen z.B. als NACA-Bericht TM 1119 vor.
- **Watts** Patentansprüche gegenüber Boeing werden abgewiesen, da Krüger nachweisen konnte, dass es sich um den „Stand des Wissens“ von 1943 handelte
- **Bis heute** werden bei verschiedenen Airbus und Boeing Flugzeugen „Krüger Klappen“ verwendet!

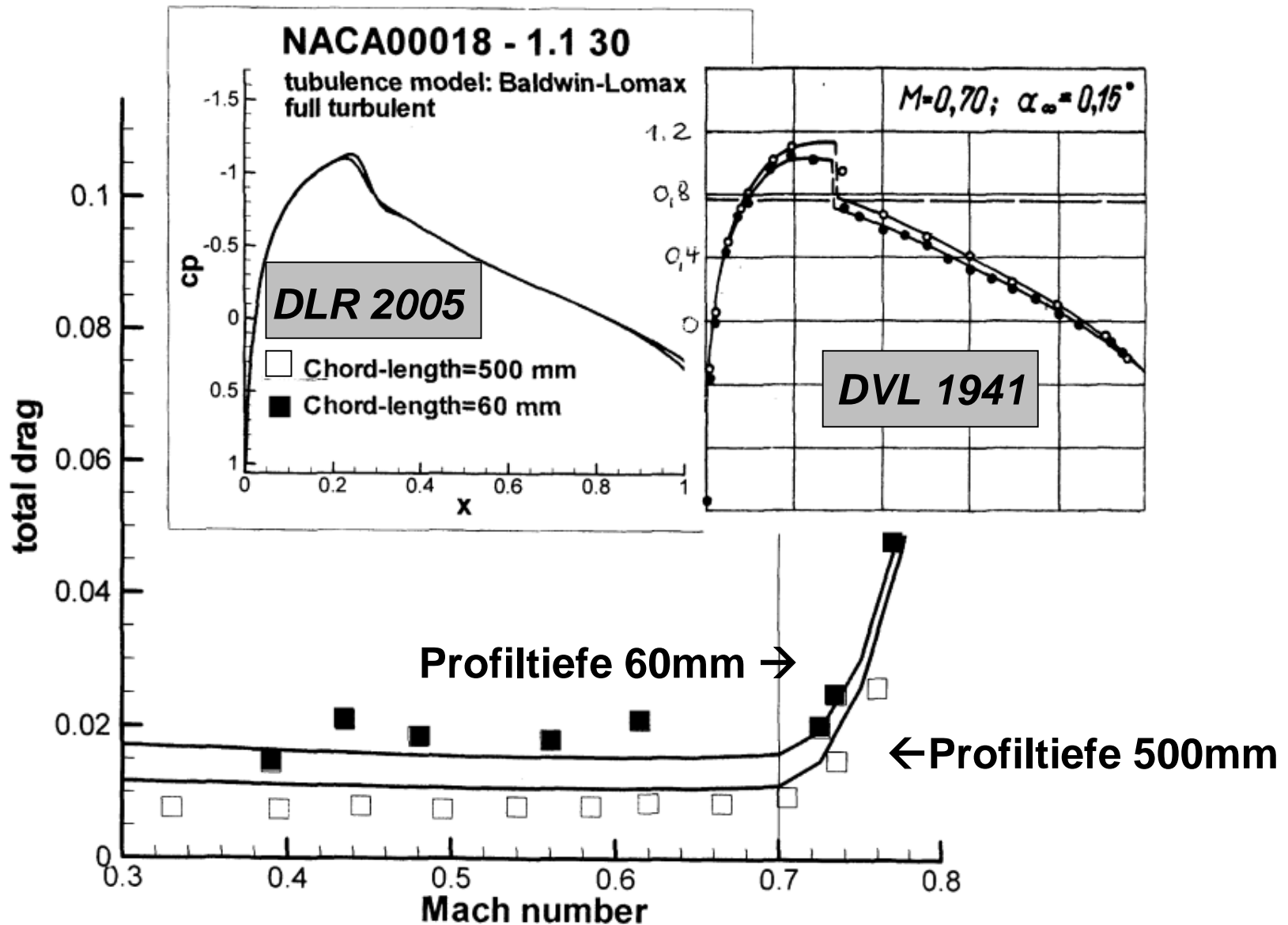


Rumpf- und Gondeleinfluss auf den Widerstand der Modelle 7 und 8 im AVA HG-WK, H.Ludwieg, 1940



Widerstandsbeiwerte C_w von symmetrischen Profilen mit verschiedenen relativen Dicken (6% - 18%) in Abhängigkeit der Machschen Zahl M

Messungen **B. Göthert** im 2,7 m Hochgeschwindigkeitskanal der DVL, 1941, FB 1506

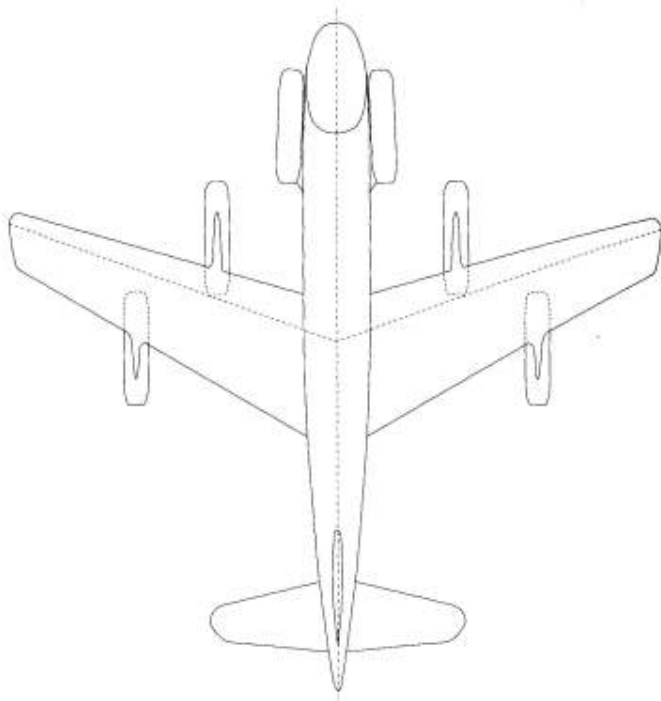


Profilwiderstand und Druckverteilung in Abhängigkeit der M-Zahl
 Experiment: *B. Göthert*, DVL, 1941 Rechnung: *R. Heinrich*, DLR-AS, BS

Fortschritte in der Entwurfsaerodynamik von 1935-1945

- **Die Entwicklung von Hochgeschwindigkeitsflugzeugen in Deutschland stellte in der Zeit von 1935-1945 völlig neue Anforderungen an die Grundlagenforschung.**
- **Insbesondere die im DVL 2,7m- Hochgeschwindigkeits-Windkanal durchgeführten Profil-,Pfeilflügel- und Rumpfmessungen bieten noch heute eine wertvolle Datenbasis für die Validierung von heutigen Computer Codes dar.**
- **Es wurden wertvolle Forschungsergebnisse erzielt, die in zigtausenden Berichten dokumentiert und den Alliierten - teilweise mit Personal - zur Verfügung standen. Diese setzten das deutsche Wissen nach 1945 in Produkte um.**

Junkers Ju 287



Konfiguration der Ju 287 mit minimalem Widerstand.

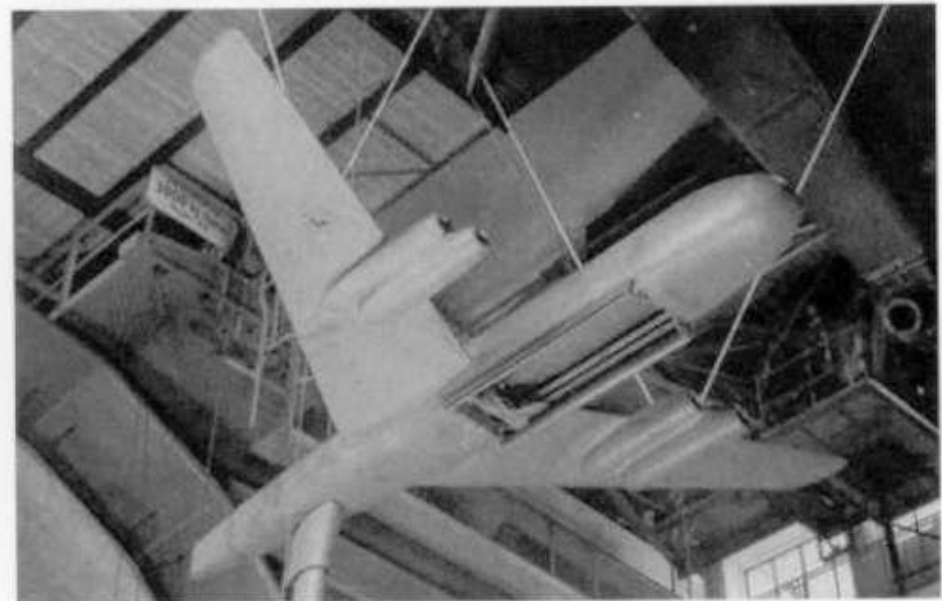
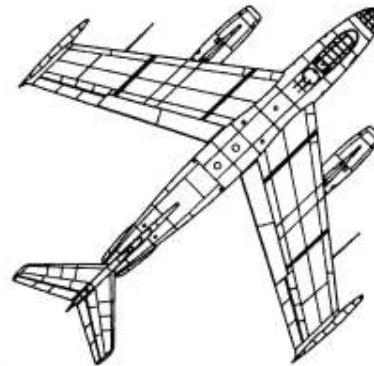


Abb. 6.33: Windkanalmodell der Ju 287 V-3 mit geöffnetem Bombenschacht im Braunschweiger A3 (1944). (Hamel)

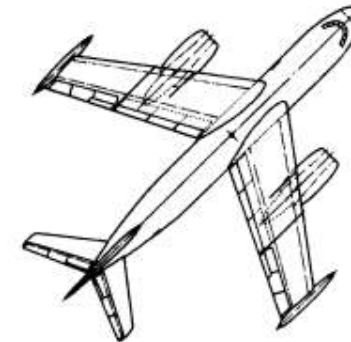
Technologietransfer von der Ju 287 bis zur Baade 152



EF 132 1947



Typ 150 1951



Baade 152 1958 (DDR)



EF 150 1948/49



EF 131 1946



HFB 320 1963 (BRD)

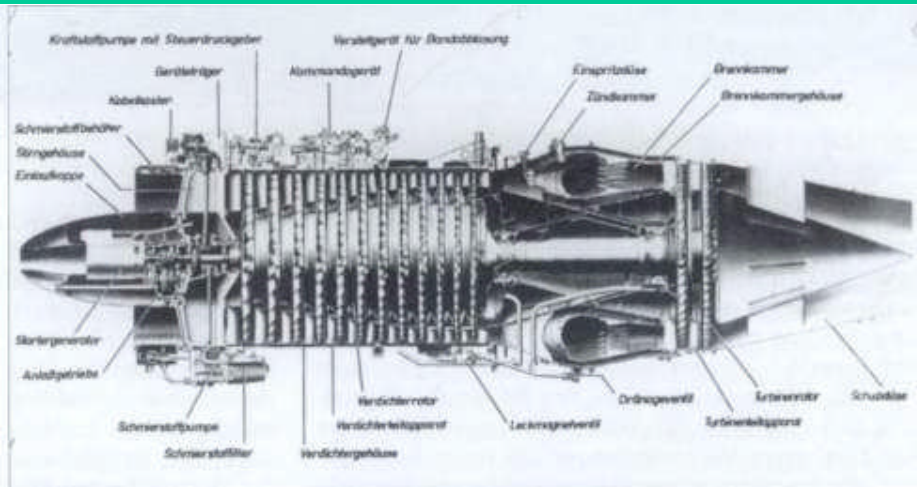


Ju 287 1944



**Mittelstreckenverkehrsflugzeug von Brunolf Baade
1954(Sawjelowo)-1960 (Erstflug 1958)**

Triebwerk Pirna 014



B. Baade

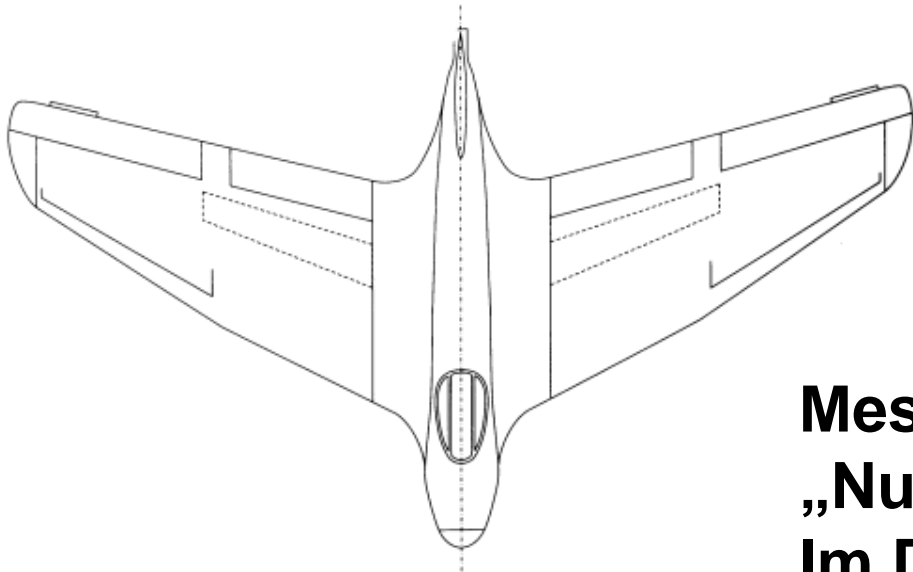


Messerschmitt Me 262 mit Triebwerk Jumo 004 im Deutschen Museum München



Messerschmitt Me-262A "Schwalbe"

USAF Museum



**Messerschmitt Me 163
„Nurflügel“ Raketenjäger
Im Deutschen Museum München**

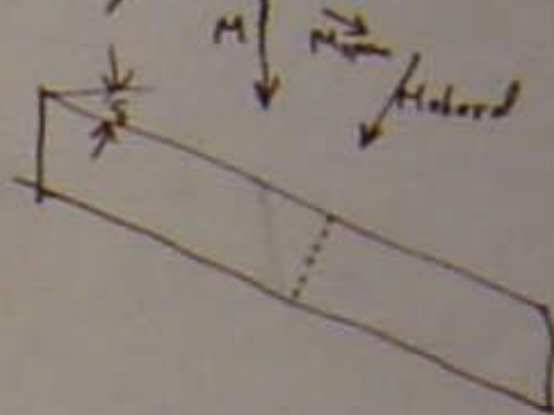


(2) G. S. SCHARER

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 can not affect the critical Mach No and the component normal to the airfoil is the one of importance. Thus the critical M is determined by the

(3) G. S. SCHARER

airfoil section normal to the wing and by the sweepback.

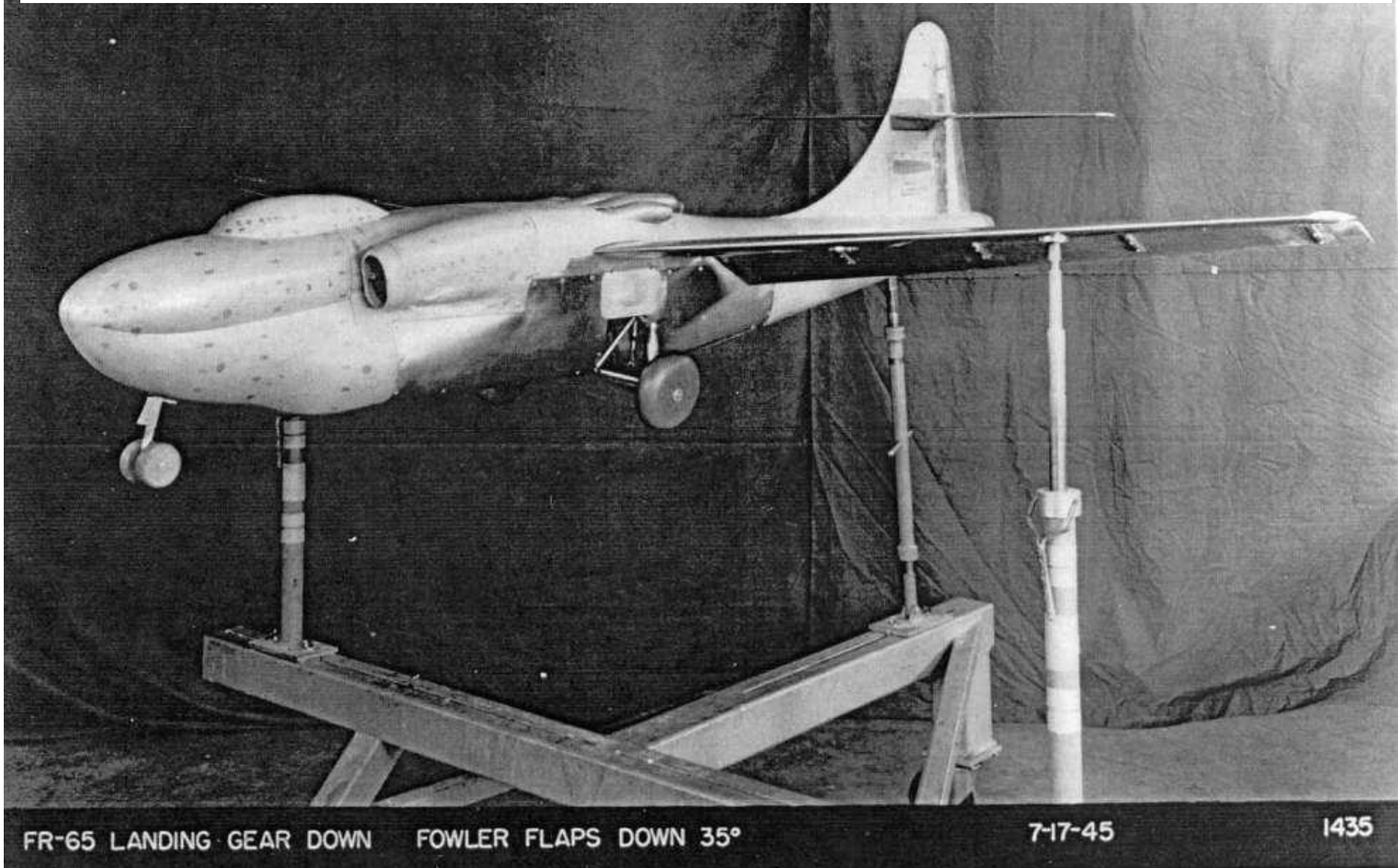


$$M_{chord} = M \cos \delta$$

For instance a 9% wing might have a critical $M = .8$ and an 18% wing $M = .7$. This is a ratio of $.875 \cos^{-1} .675 = 29^\circ$ if the same span is retained the chord parallel to the wind will be constant and the thickness will increase not by 2:1 but by

Boeing Model 432 – Windkanalmodell 1944

→ Rechteckflügel

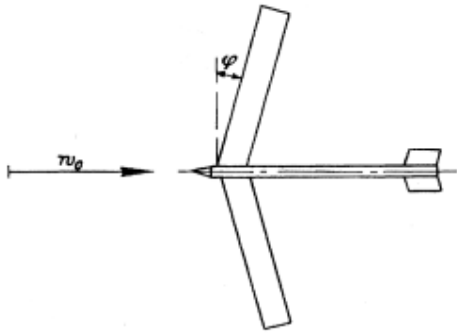


Strahlbomber Convair XB-46 (1947)

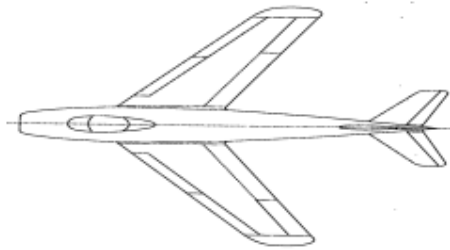


Boeing B-47 „Stratojet“, Erstflug Dezember 1947

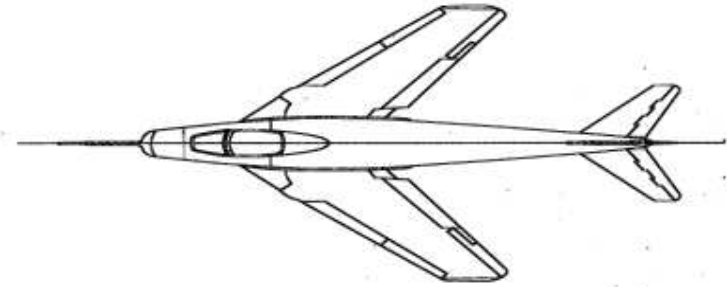




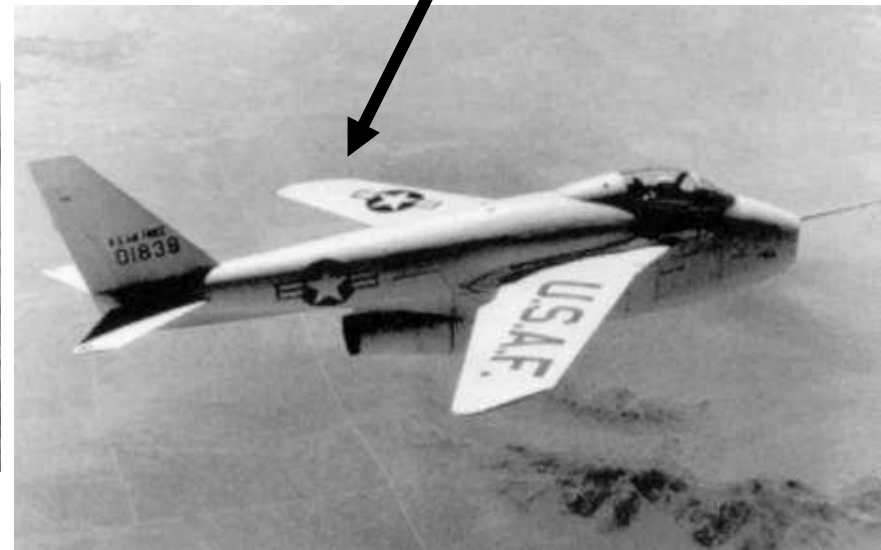
Pfeilförmiges Tragwerk
Adolf Busemann, Volta
1935



Projekt Messerschmitt
Me P 1106
1944



Forschungsflugzeug
Bell X-5
1951



**Von der Theorie (*Busemann*) über das Projekt Me P 1106
um Forschungsflugzeug Bell X-5**

US und UdSSR Weiterentwicklungen basierend auf der P 1101 und deutschen Forschungsergebnissen

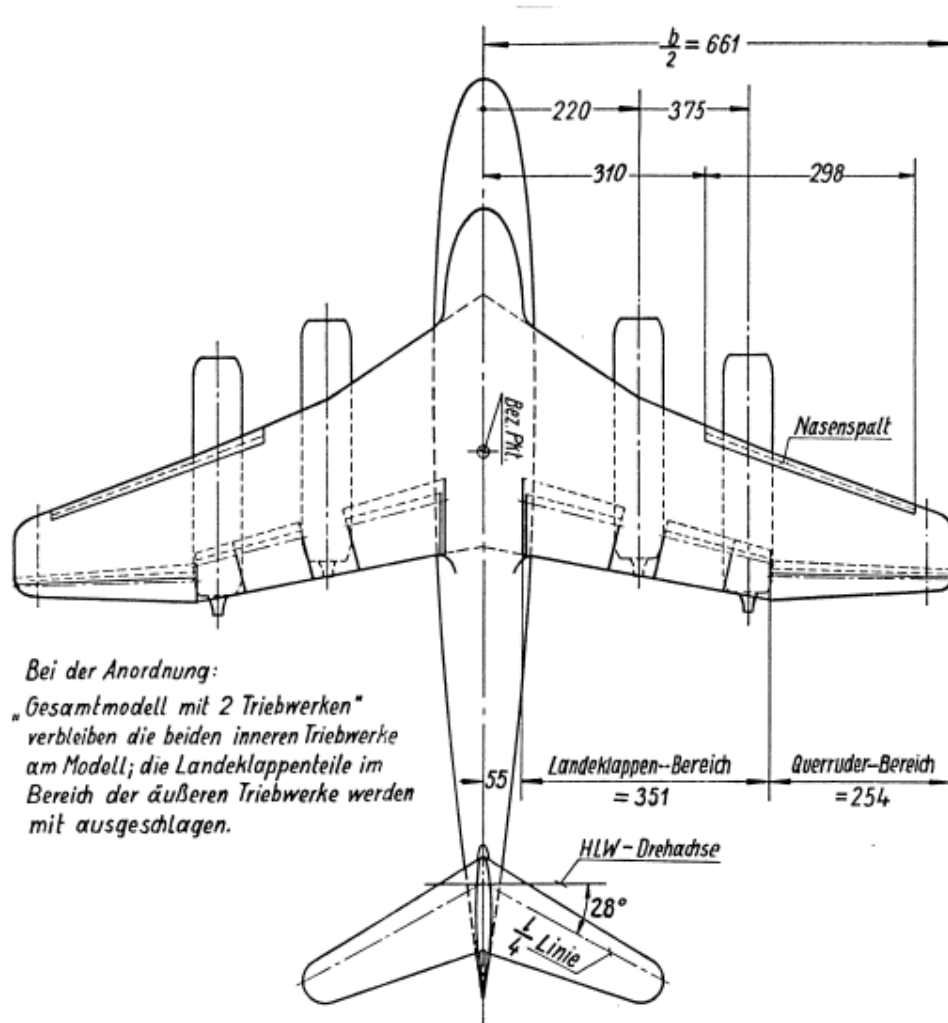


Mikojan-Gurewitsch MiG 15

Die MiG 15 und F-86 treffen erstmals in Korea-Krieg im Luftkampf aufeinander

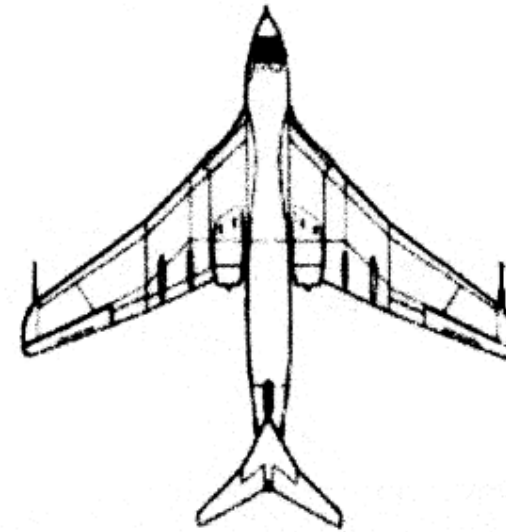


North American XF – 86



Bei der Anordnung:
 „Gesamtmodell mit 2 Triebwerken“
 verbleiben die beiden inneren Triebwerke
 am Modell; die Landeklappenteile im
 Bereich der äußeren Triebwerke werden
 mit ausgeschlagen.

Arado Ar 234 mit Pfeilflügel AVA Gesamtmodell im Kanal VI

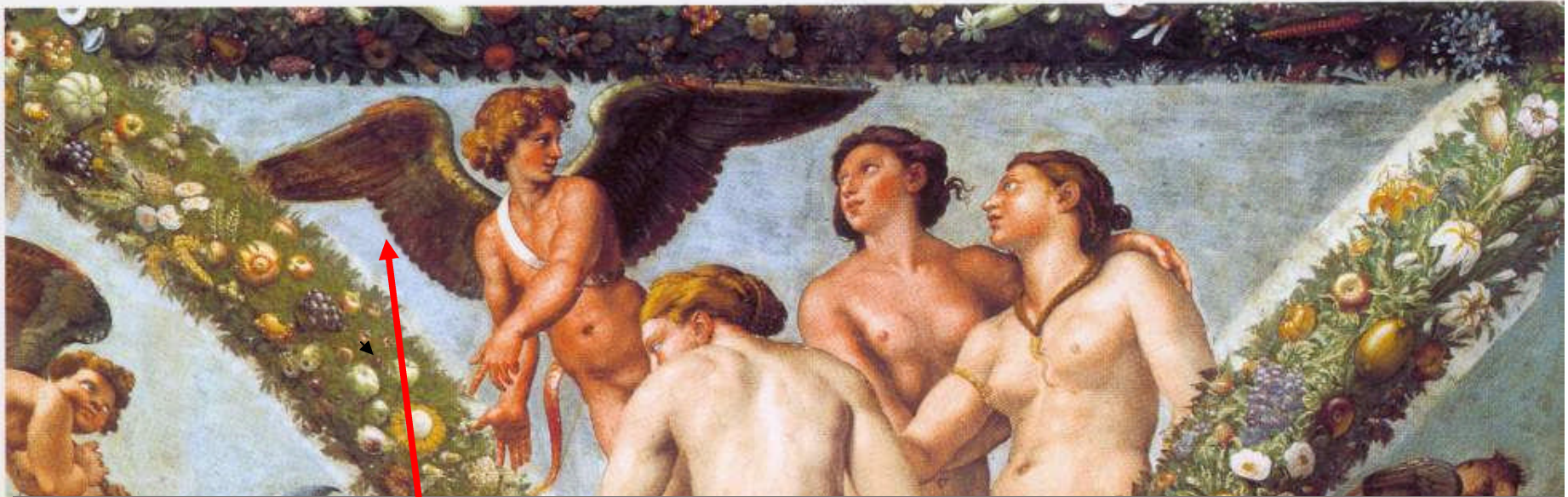


Handley Page Victor, 1952





**Handley Page HP 80 Victor mit Krüger-Klappen,
Triebwerkseinläufe → *Küchemann*,
Flügel → Arado**



Sind die Flügel von *Raffaels* Amor in seiner Freske „Die drei Grazien“ hochgeschwindigkeitstauglich?



Beispiele von „M“ – Flügeln

Liebesgott Amor

Betender Engel



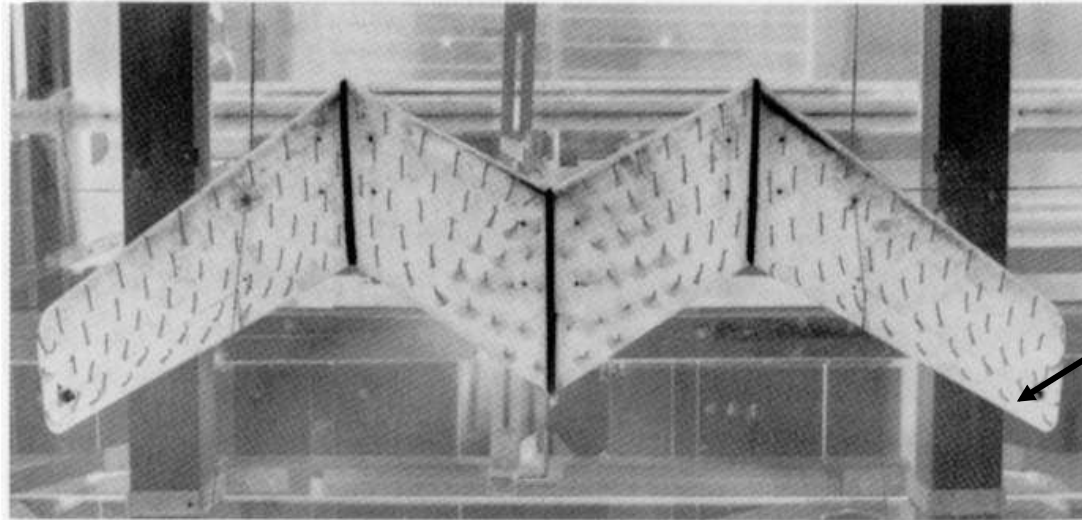
Angelo Adorante

Matteo Civitali 15. Jahrhundert

Lucca, St. Martino, Capella del Sacramento

Vergleich der Strömungsaufnahmen beim Anstellwinkel $\rightarrow 20^\circ$

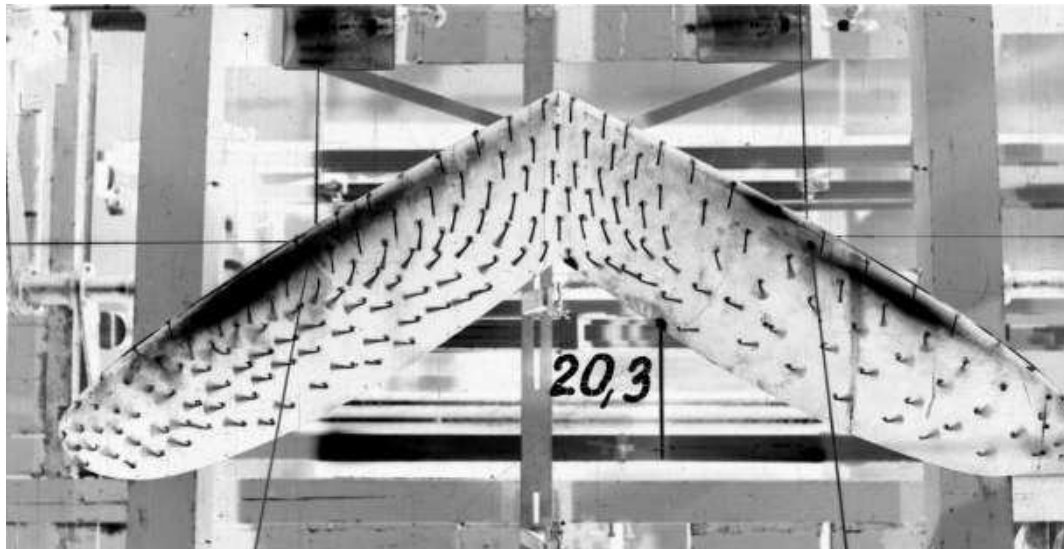
Aufnahmen *H. Lemme*, AVA Göttingen, 1943, *Machsche Zahl* $\rightarrow 0,1$



Anwendung: Projekt 188
Strahlbomber mit W-Flügel
Blohm & Voß, 1943

Strömung im Außenbereich des
M - Flügels noch fast anliegend:

- Querruder bleibt wirksam
- Nickmoment kleiner

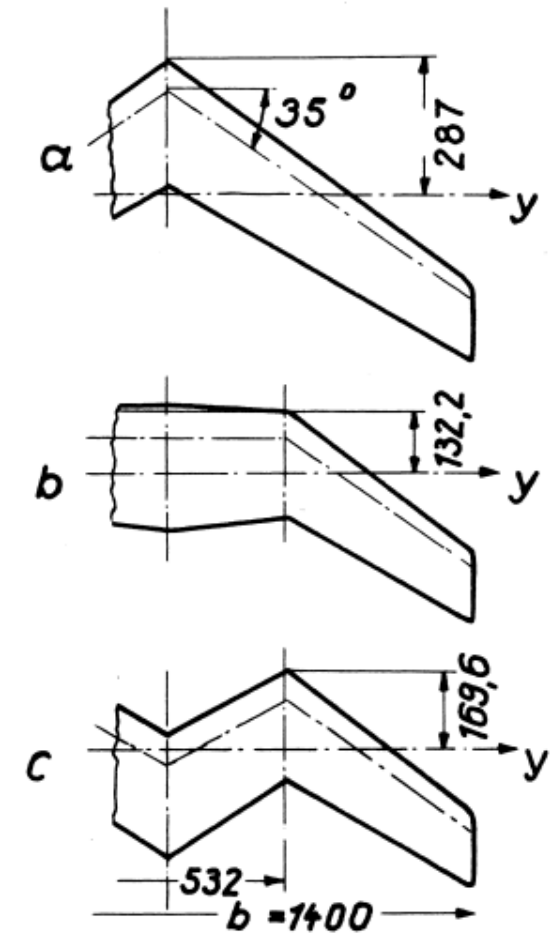
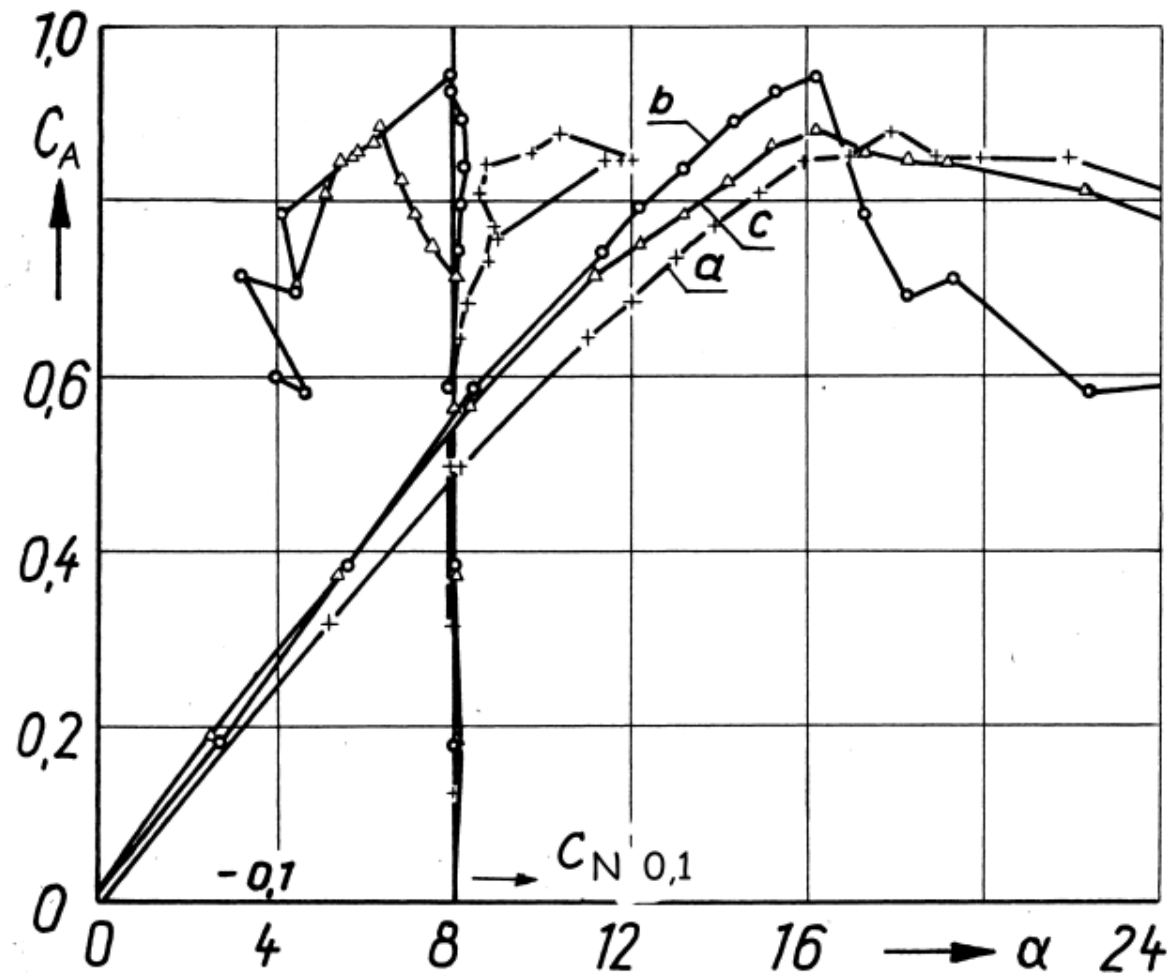


Strömung im Außenbereich des
rückwärts gepfeilten Flügels
abgerissen:

- Querruderwirksamkeit schlecht
- Nickmoment groß

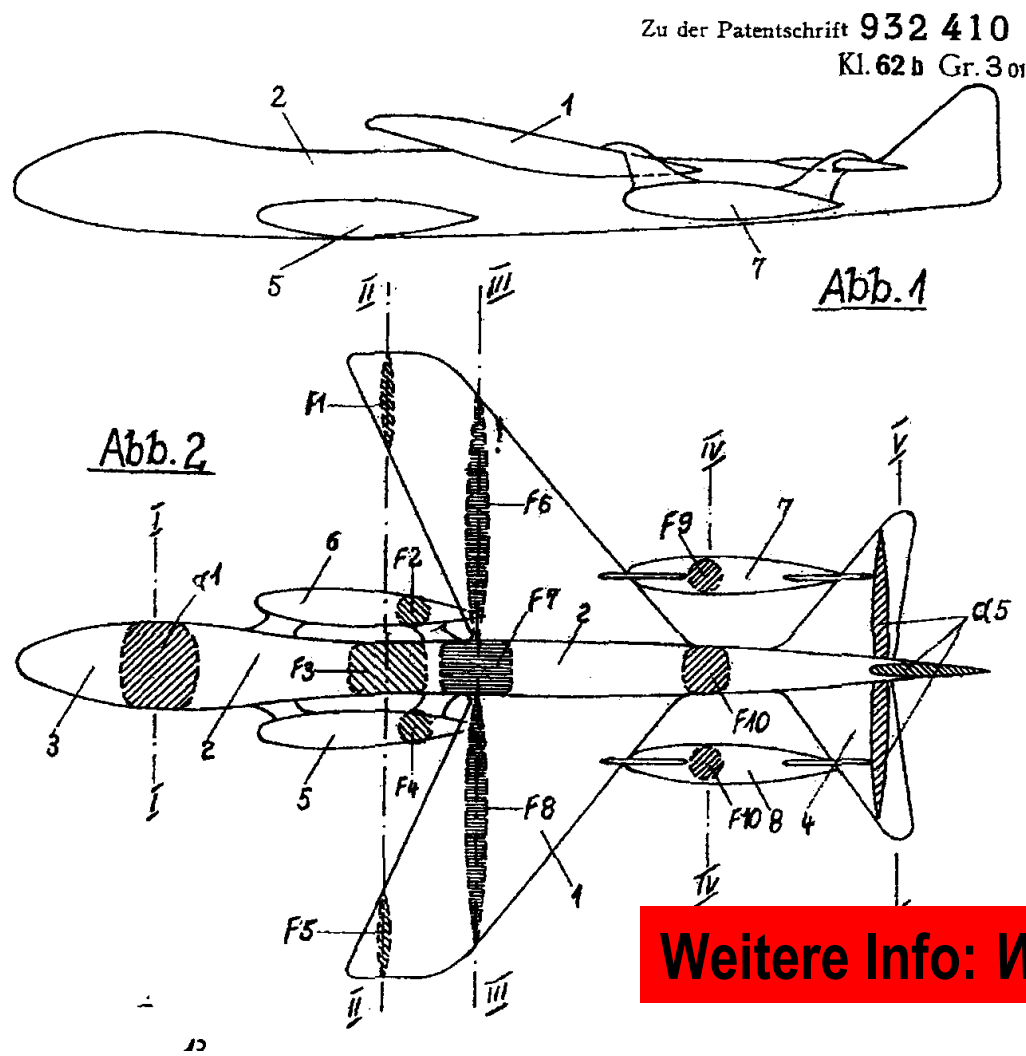
Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerte von 3 Pfeilflügeln

Messungen *H. Lemme*, AVA-Göttingen, 1943, Machsche Zahl $\rightarrow 0,1$



Die transsonische Querschnittsflächenregel

Grundlage: Patent "Widerstandsarme Gestaltung von Hochgeschwindigkeits-Flugzeugen", H. Hertel, O. Frenzl, W. Hempel, 1944, Fa. Junkers



Otto Frenzl hatte an Hand von Messungen im 0,3m x 0,3m HG-Kanal von Junkers gefunden:

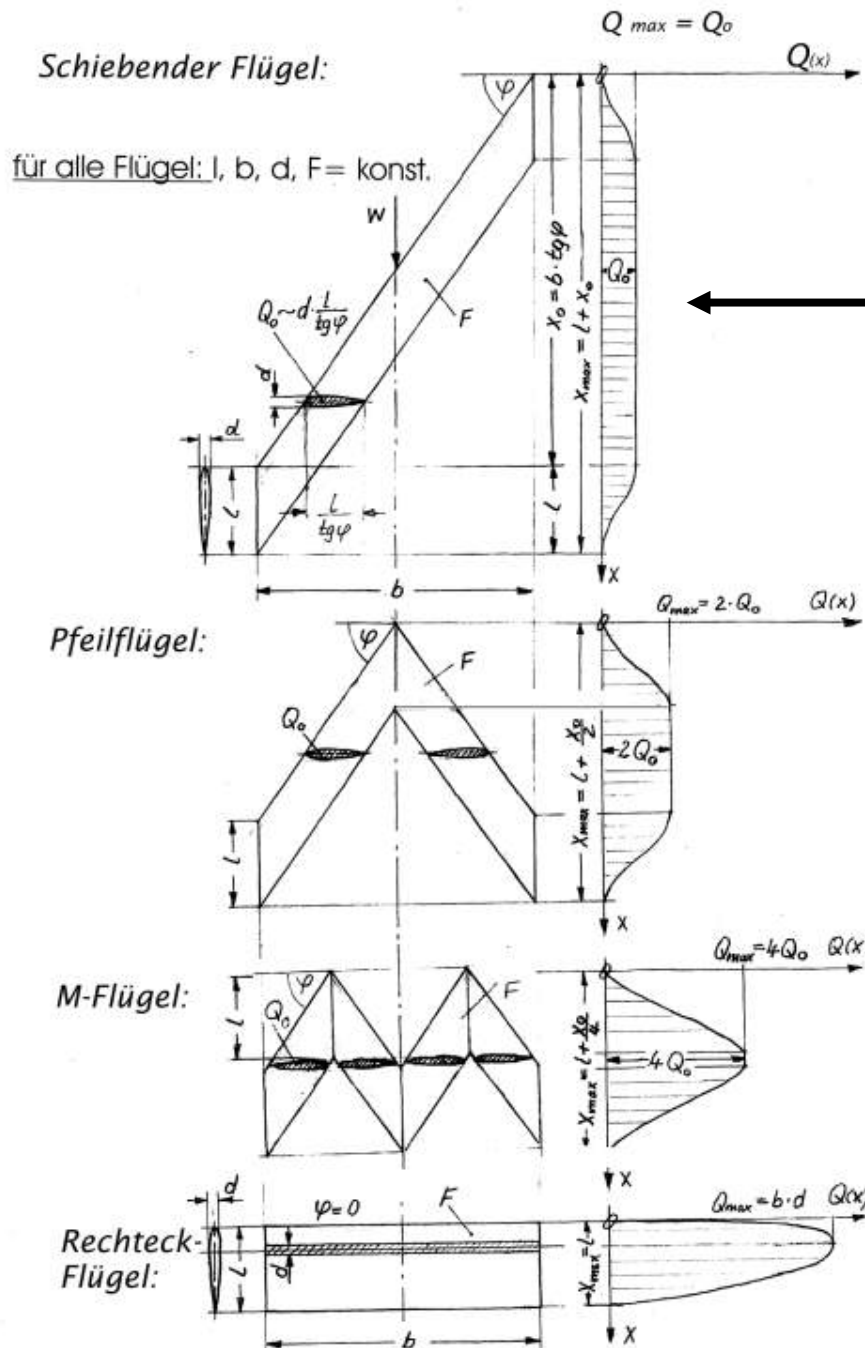
Der Strömungswiderstand von Flugzeugen kann im Bereich der Schallgeschwindigkeit und im Überschall durch eine besonders günstige Querschnittsverteilung minimiert werden.

2. „Erfinder“ Richard T. Whitcomb
NACA RML 52 H 08, 1952

Theorie: Klaus Oswatitch, F. Keune

Weitere Info: Werner Heinzerling, Kap.2.2.4

Anwendung der transsonischen Flächenregel nach W. Heinzerling, Kap. 2.2.3.



← Axialer Verlauf der Verdrängungsquerschnitte und Dickenverhältnisse äquivalenter Rotationskörper bei verschiedenen Pfeilflügelkonfigurationen im Vergleich zum Rechteckflügel.

Ergebnis:

Die maximale Querschnittsfläche ist beim „M“- Flügel fast doppelt so groß wie beim Pfeilflügel. Damit hat der „M“ – Flügel einen größeren Widerstand im Bereich transsonischer Strömungen
Stabilität bei $Ma \ll 1$ besser!